OACI

Normes et pratiques recommandées internationales

Annexe 10 à la Convention relative à l'aviation civile internationale

Télécommunications aéronautiques

Volume I
Aides radio à la navigation

Huitième édition, juillet 2023

La présente édition annule et remplace, à partir du 2 novembre 2023, les éditions antérieures de l'Annexe 10, volume I.

Tous les renseignements relatifs à l'application des normes et pratiques recommandées figurent à l'avant-propos.

ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE

OACI

Normes et pratiques
recommandées internationales

Annexe 10 à la Convention relative à l'aviation civile internationale

Télécommunications aéronautiques

Volume I
Aides radio à la navigation

Huitième édition, juillet 2023

La présente édition annule et remplace, à partir du 2 novembre 2023, les éditions antérieures de l'Annexe 10, volume I.

Tous les renseignements relatifs à l'application des normes et pratiques recommandées figurent à l'avant-propos.

ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE

Publié séparément en français, en anglais, en espagnol et en russe par l'ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE
999, boul. Robert-Bourassa, Montréal (Québec) H3C 5H7 Canada

Les formalités de commande et la liste complète des distributeurs officiels et des librairies dépositaires sont affichées sur le site web de l'OACI (www.icao.int).

Première édition, 1949
Sixième édition, 2006
Septième édition, 2018
Huitième édition, 2023

Annexe 10, *Télécommunications aéronautiques*
Volume I, *Aides radio à la navigation*

Commande nº : AN 10-1
ISBN 978-92-9275-162-3 (version imprimée)

© OACI 2023

Tous droits réservés. Il est interdit de reproduire, de stocker dans un système de recherche de données ou de transmettre sous quelque forme ou par quelque moyen que ce soit, un passage quelconque de la présente publication, sans avoir obtenu au préalable l'autorisation écrite de l'Organisation de l'aviation civile internationale.

AMENDEMENTS

La parution des amendements est annoncée dans les suppléments au *Catalogue des produits et services*. Le Catalogue et ses suppléments sont disponibles sur le site web de l'Organisation : www.icao.int. Le tableau ci-dessous est destiné à rappeler les divers amendements.

RELEVÉ DES AMENDEMENTS ET DES RECTIFICATIFS

AMENDEMENTS			
Nº	Applicable le	Inscrit le	Par
1-93	Incorporés dans la présente édition		

RECTIFICATIFS			
Nº	Date de publication	Inscrit le	Par

TABLE DES MATIÈRES

Page

Avant-propos ..... *IX*

CHAPITRE 1. Définitions 1-1

CHAPITRE 2. Dispositions générales relatives aux aides radio à la navigation 2-1

2.1 Aides radio à la navigation normalisées 2-1
2.2 Essais en vol et au sol 2-2
2.3 Communication de renseignements sur l'état opérationnel des services de radionavigation 2-3
2.4 Alimentation électrique des aides radio à la navigation et des installations de télécommunications 2-3
2.5 Considérations relatives aux facteurs humains 2-3

CHAPITRE 3. Spécifications des aides radio à la navigation 3-1

3.1 Spécifications du système ILS 3-1
3.2 Spécifications du système radar d'approche de précision 3-29
3.3 Spécifications du radiophare omnidirectionnel VHF (VOR) 3-32
3.4 Spécifications des radiophares non directionnels (NDB) 3-36
3.5 Spécifications du dispositif UHF de mesure de distance (DME) 3-41
3.6 Spécifications des radiobornes VHF de navigation en route (75 MHz) 3-63
3.7 Spécifications du système mondial de navigation par satellite (GNSS) 3-64
3.8 [Réservé] 3-100
3.9 Caractéristiques de système des systèmes récepteurs ADF de bord 3-100
3.10 [Réservé] 3-100
3.11 Caractéristiques du système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) 3-100

APPENDICE A. Caractéristiques du système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) ..... APP A-1

APPENDICE B. Spécifications techniques détaillées relatives au système mondial de navigation par satellite (GNSS) ..... APP B-1

1. Définitions ..... APP B-1
2. Généralités ..... APP B-1
3. Éléments du GNSS ..... APP B-1

Figures de l'appendice B ..... APP B-2844

SUPPLÉMENTS

SUPPLÉMENT A. Détermination des objectifs d'intégrité et de continuité du service par la méthode de l'arborescence de risques ..... SUP A-1

Page

SUPPLÉMENT B. Stratégie pour l'introduction et l'utilisation d'aides non visuelles d'approche et d'atterrissage ..... SUP B-1

1. Introduction ..... SUP B-1
2. Objectifs de la stratégie ..... SUP B-1
3. Considérations ..... SUP B-2
4. Stratégie ..... SUP B-4

SUPPLÉMENT C. Renseignements destinés à servir de guide dans la mise en application des normes et pratiques recommandées pour les installations suivantes : ILS, VOR, par radiobornes en route émettant sur 75 MHz, NDB et DME ..... SUP C-1

1. Introduction ..... SUP C-1
2. Indications relatives aux installations ILS ..... SUP C-2
3. Indications relatives au VOR/DVOR ..... SUP C-40
4. Système radar d'approche de précision ..... SUP C-53
5. Spécifications des radiobornes de navigation en route émettant sur 75 MHz ..... SUP C-54
6. Indications relatives au NDB ..... SUP C-56
7. Éléments indicatifs sur le DME ..... SUP C-65
8. Indications relatives aux délais de commutation d'alimentation électrique ..... SUP C-80

SUPPLÉMENT D. Éléments indicatifs relatifs à l'application des normes et pratiques recommandées sur le GNSS ..... SUP D-1

1. Définitions ..... SUP D-1
2. Généralités ..... SUP D-1
3. Critères de performance relatifs aux systèmes de navigation ..... SUP D-1
4. Éléments de base du GNSS ..... SUP D-10
5. Système de renforcement embarqué (ABAS) ..... SUP D-22
6. Système de renforcement satellitaire (SBAS) ..... SUP D-22
7. Système de renforcement au sol (GBAS) et système régional de renforcement au sol (GRAS) ..... SUP D-41
8. Conception du moniteur de la qualité du signal (SQM) ..... SUP D-103
9. Suivi de l'état et NOTAM ..... SUP D-112
10. Brouillage ..... SUP D-113
11. Enregistrement des paramètres GNSS ..... SUP D-114
12. Évaluation des performances du GNSS ..... SUP D-115
13. GNSS et actualisation des bases de données ..... SUP D-115
14. Modélisation des erreurs résiduelles ..... SUP D-116

Figures du supplément D ..... SUP D-117

SUPPLÉMENT E. Éléments indicatifs sur la vérification avant le vol de l'équipement VOR de bord ..... SUP E-1

1. Spécifications relatives à une installation de vérification de l'équipement VOR de bord ..... SUP E-1
2. Choix et utilisation des points de vérification VOR aux aérodromes ..... SUP E-3

SUPPLÉMENT F. Éléments indicatifs concernant la fiabilité et la disponibilité des moyens de radiocommunication et des aides radio à la navigation ..... SUP F-1

1. Introduction et notions fondamentales ..... SUP F-1
2. Aspects pratiques de la fiabilité et de la disponibilité ..... SUP F-4

Page

SUPPLÉMENT G. Renseignements et éléments indicatifs liés à l'application des normes et pratiques recommandées sur le MLS ..... SUP G-1

1. Définitions ..... SUP G-1
2. Caractéristiques du signal électromagnétique – Fonctions d'angle et de données ..... SUP G-1
3. Équipement sol ..... SUP G-13
4. Considérations d'implantation ..... SUP G-15
5. Aspects opérationnels de l'implantation de l'équipement sol DME ..... SUP G-25
6. Rapports mutuels entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol ..... SUP G-25
7. Équipement embarqué ..... SUP G-25
8. Fonctionnement du MLS à la limite et à l'extérieur des secteurs de couverture MLS publiés ..... SUP G-32
9. Critères d'espacement exprimés sous forme de rapports de signaux et affaiblissement de propagation ..... SUP G-32
10. Éléments concernant les installations MLS implantées à des endroits particuliers ..... SUP G-34
11. Intégrité et continuité du service – Équipement sol MLS ..... SUP G-34
12. Classification des installations MLS sol d'azimut d'approche, de site et DME ..... SUP G-39
13. Approches axiales calculées ..... SUP G-40
14. Application des objectifs de niveau de service du tableau G-15 aux opérations MLS/RNAV ..... SUP G-46
15. Application des configurations MLS simplifiées ..... SUP G-48

Tableaux du supplément G ..... SUP G-49
Figures du supplément G ..... SUP G-65

SUPPLÉMENT H. Stratégie pour la rationalisation des aides radio conventionnelles à la navigation et l'évolution vers la prise en charge de la navigation fondée sur les performances ..... SUP H-1

1. Introduction ..... SUP H-1
2. Objectifs de la stratégie ..... SUP H-1
3. Considérations ..... SUP H-2
4. Stratégie ..... SUP H-5

AVANT-PROPOS

Historique

Les premières Normes et pratiques recommandées – *Télécommunications aéronautiques* ont été adoptées par le Conseil le 30 mai 1949, conformément aux dispositions de l'article 37 de la Convention relative à l'aviation civile internationale (Chicago, 1944), sous le titre d'Annexe 10 à la Convention. Elles ont pris effet le 1er mars 1950. Ces normes et pratiques recommandées s'inspiraient des recommandations formulées par la Division des télécommunications lors de sa troisième session, en janvier 1949.

Jusqu'à la septième édition inclusivement, l'Annexe 10 était publiée en un seul volume qui comprenait quatre parties et des suppléments s'y rattachant : 1re partie – Matériel et systèmes de télécommunications, 2e partie – Fréquences radio, 3e partie – Procédures, et 4e partie – Codes et abréviations.

La 4e partie a été supprimée de l'Annexe en vertu de l'Amendement no 42, et les codes et abréviations qui y figuraient ont été transférés dans un nouveau document (Doc 8400).

Par suite de l'adoption de l'Amendement no 44, le 31 mai 1965, la septième édition de l'Annexe 10 a été remplacée par les deux volumes suivants : le volume I (première édition) qui contenait la 1re partie – Matériel et systèmes de télécommunications, et la 2e partie – Fréquences radio, et le volume II (première édition) qui renfermait les procédures de télécommunication.

Par suite de l'adoption de l'Amendement no 70, le 20 mars 1995, l'Annexe 10 a été restructurée en cinq volumes : volume I – Aides radio à la navigation ; volume II – Procédures de télécommunication ; volume III – Systèmes de télécommunication ; volume IV – Systèmes radar de surveillance et systèmes anticollision ; volume V – Emploi du spectre des radiofréquences aéronautiques. Les volumes III et IV ont été publiés en 1995, en vertu de l'Amendement no 70, et le volume V a été publié en 1996 avec l'Amendement no 71.

Le tableau A indique l'origine de l'Annexe 10 et celle des amendements successifs ainsi que les principales questions qui ont fait l'objet des différents amendements et les dates auxquelles l'Annexe et ses amendements ont été adoptés par le Conseil, ont pris effet et sont devenus applicables.

Dispositions incombant aux États contractants

Notification des différences. L'attention des États contractants est attirée sur le fait que l'article 38 de la Convention leur impose l'obligation de notifier à l'Organisation toutes différences entre leurs règlements et usages nationaux et les normes internationales qui figurent dans l'Annexe et dans ses amendements éventuels. Les États contractants sont invités également à notifier toutes différences par rapport aux pratiques recommandées figurant dans l'Annexe et dans ses amendements éventuels lorsque ces différences sont importantes pour la sécurité de la navigation aérienne. De plus, les États contractants sont invités à tenir l'Organisation au courant de l'introduction ultérieure de toutes différences ou de l'élimination de toutes différences déjà notifiées. Une demande spéciale de notification des différences est adressée aux États contractants immédiatement après l'adoption de chaque amendement à l'Annexe.

L'attention des États est également appelée sur les dispositions de l'Annexe 15 relatives à la publication, par l'intermédiaire du service d'information aéronautique, des différences entre leurs règlements et usages nationaux et les

spécifications correspondantes des normes et pratiques recommandées de l'OACI ; l'observation de ces dispositions de l'Annexe 15 vient s'ajouter à l'obligation qui incombe aux États aux termes de l'article 38 de la Convention.

Publication de renseignements. Les renseignements sur l'établissement, le retrait ou la modification des installations, services et procédures intéressant l'exploitation aérienne et mis en œuvre conformément aux normes, pratiques recommandées et procédures de la présente Annexe devraient être notifiés et prendre effet conformément aux dispositions de l'Annexe 15.

Incorporation du texte de l'Annexe dans les règlements nationaux. Dans une résolution adoptée le 13 avril 1948, le Conseil attire l'attention des États contractants sur l'opportunité d'assurer toute la concordance possible entre le texte de leurs règlements et celui des normes de l'OACI, lorsque ces dernières revêtent un caractère de règlement, et de préciser toute différence par rapport au texte de ces normes, notamment de signaler tout règlement national complémentaire important pour la sécurité et la régularité de la navigation aérienne. Dans la mesure du possible, les dispositions de la présente Annexe ont été rédigées de façon à faciliter leur incorporation, sans changement de texte important, dans les réglementations nationales.

Caractère des éléments de l'Annexe

Une Annexe comporte des éléments dont les divers caractères sont précisés ci-après ; toutefois, tous ces éléments ne figurent pas nécessairement dans chaque Annexe.

1. – *Dispositions qui constituent l'Annexe proprement dite :*

a) *Normes* et *pratiques recommandées* qui, adoptées par le Conseil en vertu des dispositions de la Convention, se définissent comme suit :

Norme. Toute spécification portant sur les caractéristiques physiques, la configuration, le matériel, les performances, le personnel et les procédures, dont l'application uniforme est reconnue nécessaire à la sécurité ou à la régularité de la navigation aérienne internationale et à laquelle les États contractants se conformeront en application des dispositions de la Convention. En cas d'impossibilité de s'y conformer, une notification au Conseil est obligatoire aux termes de l'article 38 de la Convention.

Pratique recommandée. Toute spécification portant sur les caractéristiques physiques, la configuration, le matériel, les performances, le personnel et les procédures, dont l'application uniforme est reconnue souhaitable dans l'intérêt de la sécurité, de la régularité ou de l'efficacité de la navigation aérienne internationale et à laquelle les États contractants s'efforceront de se conformer en application des dispositions de la Convention.

b) *Appendices* contenant des dispositions qu'il a été jugé commode de grouper séparément mais qui font partie des normes et pratiques recommandées adoptées par le Conseil.

c) *Définitions* d'expressions utilisées dans les normes et pratiques recommandées lorsque la signification de ces expressions n'est pas couramment admise. Les définitions n'ont pas un caractère indépendant ; elles font partie des normes et pratiques recommandées où l'expression définie apparaît, car le sens des spécifications dépend de la signification donnée à cette expression.

d) *Les tableaux* et *figures* qui complètent ou illustrent une norme ou une pratique recommandée et auxquels renvoie le texte de la disposition font partie intégrante de la norme ou de la pratique recommandée correspondante et ont le même caractère que celle-ci.

2. – *Textes dont le Conseil a approuvé la publication dans le même document que les normes et pratiques recommandées :*

a) *Avant-propos* qui donne la genèse des décisions prises par le Conseil, ainsi que des indications expliquant ces décisions, et qui précise les obligations incombant aux États contractants quant à l'application des normes et pratiques recommandées, aux termes des dispositions de la Convention et de la résolution d'adoption.

b) *Introduction* et *notes explicatives* figurant au début des diverses parties, chapitres ou sections d'une annexe afin de faciliter l'application des spécifications.

c) *Notes* insérées dans le texte lorsqu'il est nécessaire de fournir des indications ou renseignements concrets sur certaines normes ou pratiques recommandées ; ces notes ne font pas partie de la norme ou de la pratique recommandée en question.

d) *Suppléments* contenant des dispositions complémentaires à celles des normes et pratiques recommandées, ou des indications relatives à la mise en application.

Avis de non-responsabilité concernant les brevets

L'attention est appelée sur la possibilité que certains éléments des normes et pratiques recommandées de la présente Annexe fassent l'objet de brevets ou d'autres droits de propriété intellectuelle. L'OACI ne saurait être tenue responsable de ne pas avoir identifié tous ces droits. L'OACI ne prend pas position quant à l'existence, à la validité, à la portée ou à l'applicabilité des brevets ou autres droits de propriété intellectuelle revendiqués et elle décline donc toute responsabilité dans ce domaine.

Choix de langue

La présente Annexe a été adoptée en quatre langues – français, anglais, espagnol et russe. Chaque État contractant est invité à choisir l'un de ces textes pour la mise en application nationale et pour toute autre fin prévue dans la Convention, soit directement, soit après traduction dans sa propre langue, et à informer l'Organisation de son choix.

Disposition typographique

Afin de mettre en relief le caractère de chaque spécification, il a été décidé d'adopter la disposition typographique suivante : les *normes* sont imprimées en romain ; les *pratiques recommandées* sont imprimées en italique et leur caractère est précisé par la mention **Recommandation** ; les *notes* sont imprimées en italique et leur caractère est précisé par la mention *Note*.

Par ailleurs, dans le texte français, il y a lieu de noter que l'obligation exprimée par les normes a été rendue par l'usage du futur simple, tandis que les recommandations sont rendues par l'expression *Il est recommandé.*

Les unités de mesure utilisées dans le présent document sont conformes au Système international d'unités (SI) spécifié dans l'Annexe 5 à la Convention relative à l'aviation civile internationale. Lorsque l'Annexe 5 permet l'emploi d'unités supplétives hors SI, celles-ci sont indiquées entre parenthèses à la suite de l'unité principale. Lorsque deux séries d'unités sont utilisées, il ne faut pas en déduire que les paires de valeurs sont égales et interchangeables. On peut toutefois admettre qu'un niveau de sécurité équivalent est obtenu avec l'emploi exclusif de l'une ou l'autre des deux séries d'unités.

Tout renvoi à un passage du présent document identifié par un numéro et/ou un titre porte sur toutes les subdivisions dudit passage.

Tableau A. – Amendements à l'Annexe 10, Volume I

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
1re édition	3e session de la Division des télécommunications (COM)	Adoption de normes et de pratiques recommandées concernant la mise en œuvre des aides radio à la navigation et des installations et services de télécommunications, ainsi que les méthodes d'exploitation, les procédures et les codes d'application mondiale.	30 mai 1949 1er mars 1950 1er avril 1950
1	3e session de la Division COM	Amendement aux dispositions relatives à l'équipement terminal des voies de radiotéléimprimeur fonctionnant dans la bande de 3 MHz à 30 MHz.	28 mars 1951 1er octobre 1951 1er janvier 1952
2*	3e session de la Division COM	Addition d'éléments indicatifs concernant les circuits de radiotéléimprimeur.	28 mars 1951 1er octobre 1951 1er janvier 1952
3	3e session de la Division COM	Normes et pratiques recommandées relatives aux fréquences radio.	28 mars 1951 1er octobre 1951 1er janvier 1952
4	3e session de la Division COM	Normes et pratiques recommandées relatives aux procédures de télécommunications.	28 mars 1951 1er octobre 1951 1er avril 1952
5	3e session de la Division COM	Normes et pratiques recommandées relatives aux codes et abréviations.	28 mars 1951 1er octobre 1951 1er avril 1952
6	3e session de la Division COM	Code Q.	1er avril 1952 4 juillet 1952 1er septembre 1952
7	Commission de navigation aérienne	Adoption de définitions des termes « hauteur » et « altitude ».	17 juin 1952 1er décembre 1952 1er avril 1953
8	4e session de la Division COM	Amendements aux définitions et aux dispositions relatives au radiotélégraphe VHF pour réception audio, au DME, au SRE, au NDB, aux radiobornes de navigation en route fonctionnant sur 75 MHz et à l'ILS.	17 juin 1952 1er décembre 1952 1er avril 1953
9	4e session de la Division COM	Dispositions concernant l'utilisation du simplex à fréquences décalées.	17 juin 1952 1er décembre 1952 1er avril 1953
10	4e session de la Division COM	Définitions et procédures relatives au SFA, au SMA et aux émissions en l'air.	17 juin 1952 1er décembre 1952 1er avril 1953
11	Proposition du Secrétariat	Modifications de forme résultant de l'Amendement no 7 et améliorations de forme à la 4e partie.	17 juin 1952 1er décembre 1952 1er avril 1953
12	4e session de la Division COM	Suppression du § 5.1.6.7 de l'Amendement no 10 adopté par le Conseil le 17 juin 1952.	28 novembre 1952 1er mars 1953 1er avril 1953

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
13	Proposition de l'Irlande au sujet des recommandations de la quatrième session de la Division COM	Procédure régissant la retransmission du trafic entre une station aéronautique et un aéronef avec lequel la station n'est plus en contact radio.	5 mai 1953 15 août 1953 1er octobre 1953
14	Première Conférence de navigation aérienne (AN)	Spécifications sur l'implantation des radiobornes ILS, les radiophares d'alignement de piste équisignal VHF et les dispositifs de contrôle associés.	11 décembre 1953 1er mai 1954 1er juin 1954
15	5e session de la Division COM	Amendement des fréquences appariées pour les radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente ILS.	2 novembre 1954 1er mars 1955 1er avril 1955
16	5e session de la Division COM	Adoption de fréquences assignables supplémentaires dans les bandes VHF par extension du tableau d'allotissement et en prévoyant une diminution dans certains cas de l'espacement minimal entre voies.	2 novembre 1954 1er mars 1955 1er avril 1955
17	5e session de la Division COM	Addition de normes et de pratiques recommandées sur les aides intérimaires de radionavigation à longue distance et sur les systèmes de télécommunications ; mise à jour des spécifications ILS.	10 décembre 1954 1er avril 1955 1er octobre 1955
18	5e session de la Division COM	Établissement de règles fondamentales pour le choix des fréquences destinées aux aides radio à la navigation fonctionnant dans les bandes de fréquences supérieures à 30 MHz, y compris les fréquences destinées au radar secondaire.	10 décembre 1954 1er avril 1955 1er octobre 1955
19	5e session de la Division COM	Procédure destinée à faciliter la rétrogradation ou l'annulation de messages qui ne sont pas remis dans les délais spécifiés par l'expéditeur et spécification du cap de l'aéronef dans un message de détresse.	10 décembre 1954 1er avril 1955 1er octobre 1955
20	5e session de la Division COM	Amendement des codes et abréviations.	10 décembre 1954 1er avril 1955 1er octobre 1955
21	3e Réunion régionale de navigation aérienne (RAN) Atlantique Nord	Alignement des messages radiotélégraphiques émis par des aéronefs et des messages radiotéléphoniques.	27 mai 1955 1er septembre 1955 1er octobre 1955
22	5e session de la Division COM	Appariement des fréquences du radiophare d'alignement de piste et du radiophare d'alignement de descente de l'ILS.	18 novembre 1955 1er avril 1956 1er décembre 1956
23	Commission de navigation aérienne	Amendement concernant les mots à utiliser pour l'épellation en radiotéléphonie.	18 novembre 1955 1er mars 1956 1er mars 1956
24	4e session de la Division de météorologie (MET)	Amendement au signal QBB du Code Q.	18 novembre 1955 1er avril 1956 1er décembre 1956
25*	Annexe 3	Amendement du signal QUK du Code Q (résultant de l'amendement de l'Annexe 3).	8 novembre 1955 – 1er janvier 1956

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
26	Annexe 15	Nouvelle définition du mot « NOTAM » et renvoi aux NOTAM (amendement découlant de l'Annexe 15).	22 février 1956 1er juillet 1956 1er décembre 1956
27	2e Conférence AN	Implantation des radiobornes intérieure et intermédiaire de l'ILS et éléments indicatifs sur l'implantation du point de repère ILS.	11 mai 1956 15 septembre 1956 1er décembre 1956
28	Procédures de l'Organisation météorologique mondiale (OMM) et Annexe 3	Amendement des signaux du Code Q pour rendre compte de la nébulosité et introduction de la procédure de compte rendu AIREP.	15 mai 1956 15 septembre 1956 1er décembre 1956
29	Proposition de l'Australie	Normes sur la retransmission par bande perforée.	4 juin 1957 1er octobre 1957 1er décembre 1957
30*	Annexe 3	Amendement des signaux QUK et QUL du Code Q (résultant d'un amendement à l'Annexe 3).	25 novembre 1957 – 1er décembre 1957
31	Proposition de la France	Amendement des signaux QNH et QNY du Code Q.	21 mars 1958 1er août 1958 1er décembre 1958
32	6e session de la Division COM	Recommandations de la Division.	9 juin 1958 1er octobre 1958 1er décembre 1958
33	Groupe d'experts en téléimprimeurs de l'OACI	Procédures d'exploitation des télécommunications destinées à assurer la compatibilité entre les centres de communication du RSFTA employant la technique manuelle à coupure de bande, la transmission semi-automatique et la transmission entièrement automatique.	15 décembre 1958 1er mai 1959 1er octobre 1959
34	Division des règles de l'air, des services de la circulation aérienne, des recherches et du sauvetage (RAC/SAR)	Augmentation du nombre de fréquences radio qui peuvent être choisies pour l'équipement radio de survie.	8 décembre 1959 1er mai 1960 1er août 1960
35	Réunion spéciale télécommunications/ exploitation/RAC/SAR à l'échelon Division	Spécifications de mise en œuvre du VOR, introduction d'une nouvelle spécification DME et report des dates de protection du VOR et du DME au 1er janvier 1975.	8 avril 1960 1er août 1960 1er janvier 1961
36	Commission de navigation aérienne	Remplacement de l'expression « Forme d'expression radiotéléphonique pour l'aviation internationale » par l'expression « Langue internationale pour l'aviation ».	8 avril 1960 1er août 1960 1er janvier 1961
37	5e session de la Division MET, Division des services d'information aéronautique et des cartes aéronautiques	Procédures relatives à l'émission des messages ; amendement de signaux du Code Q.	2 décembre 1960 1er avril 1961 1er juillet 1961

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
38	Conférence administrative ordinaire des radiocommunications (OARC-1959)	Alignement des dispositions de l'Annexe 10 sur les dispositions connexes du Règlement des radiocommunications de l'Union internationale des télécommunications (UIT).	20 janvier 1961 1er juin 1961 1er juillet 1961
39	Groupe d'experts en téléimprimeurs de l'OACI	Simplification des procédures de communication pour les déroutements, clarification de l'application des abréviations OACI à deux lettres utilisées dans les adresses des messages et procédures de communication concernant la coopération entre stations.	26 juin 1961 1er décembre 1961 1er janvier 1962
40	7e session de la Division COM	Mise à jour générale et amendement de la partie relative au matériel et aux systèmes ; fréquences radio et procédures.	5 avril 1963 1er août 1963 1er novembre 1963
41	PANS-MET	Amendement des signaux QFE, QFF et QNH du Code Q afin de permettre la transmission des calages altimétriques en millibars ou en dixièmes de millibar.	4 juin 1963 1er octobre 1963 1er janvier 1964
42	4e réunion du Groupe de développement et de mise en œuvre du réseau de télécommunications météorologiques d'exploitation en Europe ; 7e session de la Division COM ; propositions de l'Allemagne, des États-Unis et du Royaume-Uni	Signaux ne correspondant pas à des caractères et signaux de commutation sur le RSFTA, nouveaux éléments indicatifs sur les structures d'alignement ILS et leur appréciation et sur les termes ayant une signification particulière dans le domaine des télécommunications et leurs définitions ; suppression de la 4e partie de l'Annexe comme suite à l'établissement d'un nouveau recueil d'abréviations et de codes ; messages de départ et éléments indicatifs sur le contrôle du SSR.	25 mars 1964 1er août 1964 1er janvier 1965
43	7e session de la Division COM	Amendements concernant les performances des installations ILS de catégorie I et de catégorie II.	23 juin 1964 1er novembre 1964 1er février 1965
44	7e session de la Division COM ; 5e réunion du Groupe d'experts en téléimprimeurs de l'OACI ; Réunion RAC/SAR et exploitation (OPS) à l'échelon Division ; PANS Procédures de radiotéléphonie	Subdivision de l'Annexe 10 en deux volumes, le volume I (1re édition) contenant : 1re partie – Matériel et systèmes de télécommunications et 2e partie – Fréquences radio et volume II (1re édition) contenant les procédures de télécommunications. Modification aux dispositions concernant les mesures à prendre en cas d'interruption des communications et en cas de transfert de la veille des télécommunications d'une fréquence radio à une autre ; dispositions relatives aux procédures de téléimprimeurs ; suppression des procédures de radiotélégraphie dans le service mobile aéronautique, à l'exception de certaines dispositions fondamentales concernant les procédures de détresse.	31 mai 1965 1er octobre 1965 10 mars 1966
45	4e Conférence AN ; 6e réunion du Groupe d'experts en téléimprimeurs	Spécification des caractéristiques techniques de l'équipement radio VHF de survie et introduction de la notion de « point de repère ILS » au lieu de « point de référence ILS » ; un certain nombre de dispositions techniques relatives à l'automatisation progressive du RSFTA.	12 décembre 1966 12 avril 1967 24 août 1967
46	5e réunion du Groupe d'experts sur l'automatisation du contrôle de la circulation aérienne	Définitions et dispositions techniques relatives à la transmission des messages ATS sur des voies directes ou omnibus.	7 juin 1967 5 octobre 1967 8 février 1968

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
47	Réunion COM/OPS à l'échelon Division	Mise à jour ou développement de pratiquement toutes les spécifications importantes. Il convient de noter en particulier les modifications apportées aux spécifications ILS et SSR, l'introduction d'une spécification de système pour le Loran-A, de nouveaux éléments indicatifs sur le déploiement des fréquences de communications VHF et la spécification, pour la première fois, des éléments des installations de bord du dispositif ADF et des systèmes de communications VHF et HF à bande latérale unique.	11 décembre 1967 11 avril 1968 22 août 1968
48	Réunion COM/OPS à l'échelon Division ; 5e Conférence AN	Nouvelle méthode pour indiquer la couverture VOR/DME ; dispositions concernant la fourniture de renseignements sur l'état opérationnel des aides radio à la navigation et l'alimentation électrique auxiliaire de ces aides et des installations de télécommunications ainsi que des éléments indicatifs sur les délais de commutation de l'alimentation électrique des aides radio utilisées au voisinage des aérodromes.	23 janvier 1969 23 mai 1969 18 septembre 1969
49	Première réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données ; 6e Conférence AN	Introduction d'un code à 7 moments pour l'échange de données aux débits binaires moyens, les débits binaires à utiliser ainsi que les modes de transmission et les types de modulation pour chacun d'entre eux ; dispositions relatives à l'équipement au sol du radar secondaire de surveillance destinées à assurer la reconnaissance immédiate des groupes codés 7600 et 7700 ainsi que des dispositions concernant l'emploi du groupe codé 2000 sur le mode A.	1er juin 1970 1er octobre 1970 4 février 1971
50	2e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données ; étude de la Commission de navigation aérienne sur les recommandations d'application mondiale des réunions RAN ; 4e réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps	Remplacement du terme « cycles par seconde (c/s) » par le terme « hertz (Hz) » comme unité de fréquence en électrotechnique et en radiotechnique ; définition de l'expression « débits binaires », extension de la plage des débits binaires jusqu'à 9 600 bits/seconde et dispositions explicatives sur le jeu de caractères codés à 7 moments ; dispositions relatives à la vérification avant le vol de l'équipement VOR de bord ; définitions des expressions « point D de l'ILS » et « point E de l'ILS » ainsi que certaines modifications aux dispositions relatives aux radiobornes de l'ILS et aux radiobornes VHF de navigation en route.	24 mars 1972 24 juillet 1972 7 décembre 1972
51	3e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données ; 3e réunion du Groupe d'experts sur le franchissement des obstacles	Dispositions techniques relatives à l'échange international sol-sol de données ; éléments indicatifs relatifs à la position latérale de l'antenne d'alignement de descente par rapport aux dispositions de l'Annexe 14 relatives aux surfaces de limitation d'obstacles et aux objets situés sur les bandes de piste.	11 décembre 1972 11 avril 1973 16 août 1973
52	7e Conférence AN	Nouvelle norme relative à un radiophare de repérage d'urgence (ELBA) ; disposition relative à de nouvelles paires de fréquences pour les radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente et introduction d'un espacement de 25 kHz entre voies dans la bande VHF du service mobile aéronautique international ; amélioration des spécifications relatives à l'ILS, au SSR et au VOR et report, de 1975 à 1985, des dates de protection pour l'ILS, le DME et le VOR.	31 mai 1973 1er octobre 1973 23 mai 1974

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
53	Résolutions A17-10 et A18-10 de l'Assemblée	Dispositions relatives aux méthodes à suivre au cas où un aéronef fait l'objet d'un acte d'intervention illicite.	7 décembre 1973 7 avril 1974 23 mai 1974
54*	4e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données	Nouveau supplément G à la 1re partie du volume I contenant des éléments indicatifs applicables à l'échange sol-sol de données sur les liaisons de données aux débits binaires moyens et élevés et insertion de renvois appropriés dans le volume I, 1re partie, chapitre 4, § 4.12.	17 juin 1974 – –
55	5e réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps ; 2e réunion du Groupe d'experts sur l'examen de la notion générale d'espacement ; Groupe de travail de la Commission de navigation aérienne sur les plans régionaux ; 7e Conférence AN	Spécifications techniques et éléments indicatifs sur les éléments du radiophare d'alignement de piste et du radiophare d'alignement de descente de l'ILS ; éléments indicatifs sur les points de transfert obligatoires pour les routes ATS définies par des VOR ; alignement des dispositions relatives à la mise en œuvre de l'ILS sur les dispositions applicables à d'autres aides de radionavigation ; espacement géographique nécessaire entre installations ILS et dispositions relatives à l'emploi de la fréquence VHF d'urgence (121,5 MHz) en cas d'interception d'aéronef.	4 février 1975 4 juin 1975 9 octobre 1975
56	Correspondance	Désignation du code SSR 7500 pour les cas d'intervention illicite.	12 décembre 1975 12 avril 1976 12 août 1976
57	Réunion ASIA/PAC RAN	Mise en œuvre et veille de la fréquence VHF 121,5 MHz.	16 juin 1976 16 octobre 1976 6 octobre 1977
58	Étude de la Commission de navigation aérienne sur la marge des roues au franchissement du seuil ; 6e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données ; proposition de la France et proposition de l'IFALPA	Introduction de tables de conversion réciproque de l'Alphabet télégraphique international no 2 et du jeu de caractères codés à 7 moments ; modification de l'algorithme de contrôle d'erreurs qui sert à contrôler les erreurs dans l'échange automatique de données ; amendement des dispositions relatives au point de repère ILS, introduction de nouvelles dispositions concernant la possibilité de brouillage par des rayonnements parasites dans la bande LF/MF et amendement des éléments indicatifs des suppléments C et G à la 1re partie.	23 et 27 juin 1977 27 octobre 1977 23 février 1978
59*	9e Conférence AN ; étude de la Commission de navigation aérienne sur les spécifications de frangibilité découlant de la Recommandation 3/5 de la 3e Réunion du Groupe d'experts sur le franchissement des obstacles ; Réunion COM à l'échelon Division (1976)	Renvoi aux dispositions de l'Annexe 14 relatives aux critères de frangibilité des installations de navigation sur les aires opérationnelles ; renvoi aux dispositions de l'Annexe 11 relatives à la détermination de la précision des VOR et au point de transition ; introduction d'un supplément C à la 2e partie, traitant des principes directeurs pour les communications du contrôle d'exploitation à grande distance.	14 décembre 1977 14 avril 1978 10 août 1978
60	6e Réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps	Adoption d'une nouvelle valeur de l'angle de site préféré pour l'alignement de descente ILS, qui passe de 2,5 degrés à 3 degrés.	4 décembre 1978 4 avril 1979 29 novembre 1979

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
61	7e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données ; Réunion AWO à l'échelon Division (1978) ; Réunion COM à l'échelon Division (1978)	Introduction de nouveaux numéros de série marginaux utilisés par l'Union internationale des télécommunications (UIT) et éclaircissement du terme « Règlement des radiocommunications » ; modification de la définition du terme « réseau du service fixe des télécommunications aéronautiques (RSFTA) » ; report à 1995 de la date de protection de l'ILS ; insertion d'éléments d'information sur le système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) ; modification des dispositions applicables aux radiofréquences, liée aux Actes finals de la Conférence administrative mondiale des radiocommunications (CAMR) de l'UIT (1978) ; modification des dispositions liées à l'introduction des classes d'émission BLU (bande latérale unique) dans le service mobile aéronautique HF (hautes fréquences) ; éclaircissement des symboles qu'il est permis d'utiliser avec le jeu de caractères codés à 7 moments ; remplacement des procédures de commande de liaison de données indépendantes des codes et des multiplets à numérotation simple par des procédures à numérotation double ; introduction de nouveaux éléments liés aux procédures de commande de liaison de données fondées sur les caractères ; modification de la définition du terme « communications du contrôle d'exploitation ».	10 décembre 1979 10 avril 1980 27 novembre 1980
62	8e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données ; 8e réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps ; étude menée par la Commission de navigation aérienne au sujet de l'interception des aéronefs civils ; recommandation du Secrétariat concernant la date de protection des installations VOR et DME	Modification des dispositions relatives à la date de protection du VOR et du DME ; modification et additions aux éléments concernant les critères relatifs à l'équipement ILS embarqué et les critères d'espacement géographique des installations VOR et ILS ; addition de dispositions relatives au contrôle permanent de l'état des voies et à l'utilisation de protocoles de commande de circuit ; modification de certaines dispositions à l'effet de rendre le jeu de caractères codés à 7 moments identique à la version internationale de référence de l'Alphabet international no 5 ; addition de dispositions concernant l'emploi de la parité de caractère sur les liaisons CIDIN ; addition de dispositions relatives aux procédures de commande de liaison de données fondées sur les caractères ; modification des dispositions relatives aux communications VHF à échanger en cas d'interception.	14 décembre 1981 14 avril 1982 25 novembre 1982
63	Recommandations formulées par la Commission de navigation aérienne au sujet de l'attribution d'une fréquence VHF comme suite à une demande de l'IFALPA ; recommandations du Secrétariat relatives à l'épuisement des indicatifs SELCAL ; Réunion prévention et enquêtes sur les accidents à l'échelon Division (1979) ; Réunion COM à l'échelon Division (1981)	Modifications et adjonctions aux dispositions relatives aux fréquences supérieures à 30 MHz utilisées à des fins spécifiques, pour prévoir une voie de communication VHF air-air ; insertion de dispositions relatives à l'adjonction de nouvelles tonalités SELCAL du groupe Rouge ; modifications et adjonction aux dispositions relatives aux caractéristiques du radar pour prévoir l'enregistrement et la conservation des données radar ; modifications et adjonctions importantes aux chapitres 1er, 2, 3, 4, 5 et 6 et à l'appendice A en ce qui concerne l'ILS, le NDB, le DME, le MLS, le radiotéléimprimeur, les communications VHF et HF, l'équipement radio de survie et les radiophares de repérage d'urgence.	13 décembre 1982 13 avril 1982 24 novembre 1983
64		volume II seulement.	

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
65	Recommandations de la Commission de navigation aérienne concernant la date limite de protection de l'équipement de télécommunications VHF du service mobile aéronautique fonctionnant avec un espacement de 25 kHz entre les voies, à la demande du Royaume des Pays-Bas ; recommandations du Secrétariat concernant le brouillage nuisible des bandes de fréquences aéronautiques par des sources extérieures, et concernant la commutation et la signalisation sur les circuits vocaux aéronautiques ; recommandations de la Commission de navigation aérienne concernant les impulsions SPI dans les réponses SSR mode C, à la demande du Royaume-Uni ; 9e réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps ; 10e réunion du Groupe d'experts sur les systèmes automatiques d'échange de données	Modifications au texte concernant la date limite de protection de l'équipement de télécommunications VHF du service mobile aéronautique fonctionnant avec un espacement de 25 kHz entre les voies ; modifications et additions au texte concernant le brouillage nuisible des bandes de fréquences aéronautiques par des sources extérieures ; addition d'éléments concernant la commutation et la signalisation sur les circuits vocaux aéronautiques ; modifications au texte concernant la transmission d'impulsions SPI dans les réponses SSR ; modifications de grande ampleur aux chapitres 3 et 4 et aux suppléments C, G et H, portant sur l'ILS, le DME et le CIDIN.	6 décembre 1984 6 avril 1985 21 novembre 1985
66	Commission de navigation aérienne	SSR Code 2000 ; utilisation et mise en œuvre de la fréquence 121,5 MHz.	14 mars 1986 27 juillet 1986 20 novembre 1986
67	Réunion COM/OPS à l'échelon Division (1985) ; 10e et 11e réunions du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps ; 2e réunion du Groupe d'experts sur les améliorations du radar secondaire de surveillance et les systèmes anticollision ; recommandations du groupe de travail du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps et du Secrétariat, relatives aux équations de parité de mots de données de base MLS	Améliorations des spécifications techniques de l'actuel radar secondaire de surveillance (SSR), introduction de spécifications techniques du SSR mode S ainsi que de dispositions relatives à l'attribution aux États et à l'assignation aux aéronefs d'adresses SSR mode S ; modifications et adjonctions de grande ampleur apportées aux dispositions relatives au MLS, au DME et à l'ILS ; spécification de dates limites de protection de l'ILS et du MLS et du plan OACI de transition de l'ILS au MLS.	16 mars 1987 27 juillet 1987 22 octobre 1987

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
68	11e réunion du Groupe d'experts de la Commission de navigation aérienne sur l'exploitation tous temps	Perfectionnements des spécifications techniques concernant le dispositif de mesure de distance (DME) ; suppression des conditions relatives à l'identification en code morse du système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) ; nouvelle disposition relative à l'installation d'équipement sol 121,5MHz.	29 mars 1990 30 juillet 1990 15 novembre 1990
69	Réunion COM/MET à l'échelon Division (1982) ; Réunion COM/MET/OPS à l'échelon Division (1990) ; 4e réunion du Groupe d'experts sur l'amélioration du radar secondaire de surveillance et les systèmes anticollision ; 5e réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation ; 30e réunion du Groupe européen de planification de la navigation aérienne ; Commission de navigation aérienne	Modification des procédures concernant les messages RSFTA et ajout d'éléments relatifs aux besoins en matière de télécommunications du Système mondial de prévisions de zone (WAFS) ; ajout d'éléments sur les communications par liaisons de données air-sol VHF et modification des éléments relatifs aux systèmes à porteuses décalées VHF ; actualisation des éléments concernant le SSR mode S et le système d'adresses d'aéronef de 24 bits ; modification d'éléments concernant les objectifs opérationnels correspondant aux catégories de performances des installations ILS ; modification des éléments concernant la précision globale du DME/N ; modifications et ajouts concernant les émetteurs de localisation d'urgence (ELT).	22 mars 1993 26 juillet 1993 11 novembre 1993
70	Commission de navigation aérienne, 3e réunion du Groupe d'experts planification des systèmes du service fixe aéronautique pour l'échange de données ; 34e réunion du Groupe européen de planification de la navigation aérienne	Restructuration de l'Annexe 10 en cinq volumes ; suppression de spécifications périmées et d'éléments indicatifs sur les procédures morse manuelles et les circuits de téléimprimeur ; inclusion d'éléments sur le réseau commun OACI d'échange de données (CIDIN).	20 mars 1995 24 juillet 1995 9 novembre 1995
71	Commission de navigation aérienne ; Réunion SP COM/OPS à l'échelon division (1995) ; 12e, 13e et 14e réunions du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps (AWOP) ; propositions du Secrétariat visant à supprimer les éléments périmés	Rédaction de la version définitive des SARP et des éléments indicatifs sur le système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) ; incorporation d'une nouvelle stratégie pour l'introduction et l'application d'aides non visuelles d'approche et d'atterrissage en remplacement du plan de transition ILS/MLS ; transfert d'éléments aux volumes III, IV et V, selon le cas ; suppression des spécifications périmées des systèmes Consol et Loran-A et des éléments indicatifs périmés sur l'utilisation des installations, la recherche, le développement et l'évaluation.	12 mars 1996 15 juillet 1996 7 novembre 1996
72	–	Aucun changement.	–
73	Commission de navigation aérienne	Introduction d'éléments relatifs aux facteurs humains.	19 mars 1998 20 juillet 1998 5 novembre 1998
74	Seizième réunion du Groupe d'experts sur l'exploitation tous temps	a) Introduction de la qualité de navigation requise (RNP) pour les opérations d'approche, d'atterrissage et de départ ;	18 mars 1999 19 juillet 1999 4 novembre 1999

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
	(AWOP) ; Commission de navigation aérienne	b) mise à jour des spécifications du système d'atterrissage aux instruments (ILS) et du système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) ; c) mise à jour des éléments indicatifs correspondants.	
75	–	Aucun changement.	–
76	Troisième réunion du Groupe d'experts du système mondial de navigation par satellite (GNSSP) ; proposition du Royaume-Uni pour la continuité du service concernant les ILS et les MLS	Système mondial de navigation par satellite (GNSS) ; continuité du service concernant les radiophares d'alignement de piste ILS et les installations MLS d'azimut utilisés pour les opérations de catégorie IIIA ; actualisation des références au Règlement des radiocommunications de l'UIT.	12 mars 2001 16 juillet 2001 1er novembre 2001
77	Groupe d'experts du système mondial de navigation par satellite (GNSSP)	Incorporation des spécifications techniques relatives au GLONASS dans les sections des spécifications du GNSS portant sur le système de renforcement satellitaire (SBAS) et le système de renforcement au sol (GBAS) ; dispositions relatives à l'utilisation du service de localisation GBAS pour les opérations de navigation de surface (RNAV) en région terminale ; dispositions relatives à l'emploi du nouveau message de type 28 pour améliorer les performances du SBAS ; incorporation d'éléments indicatifs supplémentaires ; incorporation d'éclaircissements et de modifications de forme dans les SARP et les éléments indicatifs.	27 février 2002 15 juillet 2002 28 novembre 2002
78	–	Aucun changement.	–
79	Quatrième réunion du Groupe d'experts du système mondial de navigation par satellite (GNSSP)	Modification des SARP et des éléments indicatifs concernant les points suivants : critères de performance pour les approches avec guidage vertical (APV) ; retrait de la fonction de disponibilité sélective (SA) du système mondial de localisation (GPS) et précisions sur le niveau de puissance du signal ; spécifications relatives au système mondial de satellites de navigation modernisé (GLONASS-M) ; critères de planification des fréquences du système de renforcement au sol (GBAS) et plusieurs autres améliorations.	23 février 2004 12 juillet 2004 25 novembre 2004
80	Onzième Conférence de navigation aérienne	Actualisation de la stratégie pour l'introduction et l'utilisation d'aides non visuelles d'approche et d'atterrissage.	25 février 2005 11 juillet 2005 24 novembre 2005
81 (6e édition)	Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP)	a) Introduction de normes et pratiques recommandées (SARP) sur le système régional de renforcement au sol (GRAS) ; b) amendement des SARP sur le système d'atterrissage aux instruments (ILS), le dispositif de mesure de distance (DME) et le système d'atterrissage hyperfréquences (MLS).	24 février 2006 17 juillet 2006 23 novembre 2006
82	Groupe d'experts des communications aéronautiques (ACP)	Indication de la fréquence utilisée par l'émetteur-récepteur universel (UAT).	26 février 2007 16 juillet 2007 22 novembre 2007

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
83	Secrétariat avec le concours du Groupe d'étude sur la qualité de navigation requise et les besoins opérationnels spéciaux (RNPSOR) ; Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP)	a) Modification de définitions et de normes afin d'aligner la terminologie relative à la qualité de navigation requise (RNP) et à la navigation de surface (RNAV) sur le concept de navigation fondée sur les performances (PBN) ; b) modifications en vue de résoudre certains problèmes de mise en œuvre des systèmes de navigation et de tenir compte de l'évolution des systèmes et de l'équipement actuels du système mondial de navigation par satellite (GNSS).	10 mars 2008 20 juillet 2008 20 novembre 2008
84	Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP)	a) Actualisation et réorganisation des éléments sur les dispositions générales relatives aux aides radio à la navigation ; b) modification des dispositions désuètes ou ambiguës sur le système d'atterrissage aux instruments (ILS) ; c) modification des dispositions désuètes ou ambiguës sur le radiophare omnidirectionnel VHF (VOR) ; d) suppression des éléments sur les essais du radiophare non directionnel (NDB) qui font double emploi avec les éléments indicatifs du *Manuel sur la vérification des aides radio à la navigation* (Doc 8071) ; e) prise en compte des résultats de l'examen des questions sur le dispositif de mesure de distance (DME) indiquées dans les Recommandations 6/14 and 6/15 de la onzième Conférence de navigation aérienne ; f) actualisation de la norme sur la précision pour tenir compte des performances des systèmes avioniques actuels, et précision et simplification d'éléments existants ; g) prise en compte de problèmes de sécurité potentiels mis en évidence durant la certification du système d'atterrissage hyperfréquences (MLS) pour les opérations de catégorie III.	6 mars 2009 20 juillet 2009 19 novembre 2009
85	Groupe d'experts des Systèmes de navigation (NSP)	a) amélioration de la qualité du signal du système d'atterrissage aux instruments (ILS) aux aérodromes où les signaux réfléchis par les bâtiments ou le relief causent du brouillage au signal utile ; b) élargissement des approches de catégorie I au système mondial de navigation par satellite (GNSS) pour y inclure les approches avec le système de renforcement satellitaire (SBAS) ; c) prise en compte de l'évolution du système mondial de satellites de navigation (GLONASS)	26 février 2010 12 juillet 2010 18 novembre 2010
86	Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP)	Prise en compte de l'expérience acquise dans le cadre des activités initiales de mise en œuvre du système de renforcement au sol (GBAS) du système mondial de navigation par satellite (GNSS).	4 mars 2011 18 juillet 2011 17 novembre 2011
87	Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP)	a) modification des spécifications relatives à la puissance du signal reçu du système de renforcement satellitaire (SBAS) ;	7 mars 2012 16 juillet 2012 15 novembre 2012

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
		b) introduction de deux nouveaux identificateurs de fournisseurs de services SBAS ; c) modification du codage du champ numéro de piste du bloc de données de segment d'approche finale (FAS) ; d) modification des spécifications relatives au gain d'antenne pour le GNSS.	
88-A	–	Ne s'applique pas au volume I.	–
88-B	Secrétariat, appuyé par l'Équipe spéciale de classification des approches (ACTF) en coordination avec le Groupe d'experts des aérodromes (AP), le Groupe d'experts sur les procédures de vol aux instruments (IFPP), le Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP) et le Groupe d'experts de l'exploitation technique (OPSP)	Mise en correspondance des spécifications de performance de système de l'Annexe 10 avec la nouvelle classification des approches figurant dans l'Annexe 6.	27 février 2013 15 juillet 2013 13 novembre 2014
89	Groupe de travail plénier du Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP)	Système mondial de navigation par satellite (GNSS) ; modifications de forme.	3 mars 2014 14 juillet 2014 13 novembre 2014
90	14e et 15e réunions du Groupe de travail plénier du Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP) et 5e réunion conjointe des Groupes de travail 1 et 2 du Groupe NSP	Amendement concernant : a) le système mondial de navigation par satellite (GNSS) ; b) le système d'atterrissage aux instruments (ILS) ; c) la rationalisation des systèmes de navigation conventionnels.	22 février 2016 11 juillet 2016 10 novembre 2016
91 (7e édition)	2e réunion du Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP/2) ; 3e réunion du Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP/3) ; et 12e réunion du Groupe d'étude sur les services d'information aéronautique-gestion de l'information aéronautique (AIS-AIMSG/12)	a) système mondial de navigation par satellite (GNSS) et système d'atterrissage aux instruments (ILS) ; b) système de renforcement au sol (GBAS), système de renforcement satellitaire (SBAS) et stratégie pour l'introduction et l'utilisation d'aides non visuelles d'approche et d'atterrissage ; c) modifications corrélatives de renvois résultant de la restructuration de l'Annexe 15 et de l'introduction de PANS-AIM (Doc 10066).	7 mars 2018 16 juillet 2018 8 novembre 2018

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *– adoption* *– entrée en vigueur* *– application*
92	Quatrième et cinquième réunions du Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP/4 et 5)	a) catégories de performances des installations de systèmes d'atterrissage aux instruments (ILS) ; b) communication de renseignements sur l'état opérationnel des services de radionavigation ; c) mise à jour des dispositions sur le système de renforcement satellitaire (SBAS) pour tenir compte de nouveaux fournisseurs de service SBAS, d'un nouvel identificateur de référence de temps universel coordonné (UTC) et des exigences relatives au contrôle du paramètre d'identification des données (IOD) du GPS ; d) compatibilité de la diffusion des données très haute fréquence (VHF) (VDB) du système de renforcement au sol (GBAS) avec l'ILS et le radiophare omnidirectionnel VHF (VOR) ; e) clarifications et corrections apportées aux dispositions sur le système de renforcement au sol (GBAS) ; f) orientations supplémentaires sur les seuils d'alarme de l'intégrité du système mondial de navigation par satellite (GNSS).	9 mars 2020 20 juillet 2020 5 novembre 2020
93 (8e édition)	Sixième réunion du Groupe d'experts des systèmes de navigation (NSP/6)	a) réalisation du système mondial de navigation par satellite (GNSS) multiconstellation double fréquence (DFMC), par l'ajout de dispositions relatives à des fréquences de fonctionnement supplémentaires du système mondial de localisation (GPS), du système mondial de navigation par satellite (GLONASS) et du système de renforcement satellitaire (SBAS), ainsi que l'insertion de dispositions concernant les nouveaux systèmes de navigation par satellite BeiDou (BDS) et Galileo ; b) atténuation du gradient ionosphérique pour le système de renforcement au sol (GBAS).	20 mars 2023 31 juillet 2023 2 novembre 2023

* Ne porte pas sur les normes ni les pratiques recommandées.

NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES INTERNATIONALES

CHAPITRE 1. DÉFINITIONS

Note 1.— Partout dans la présente Annexe, « Règlement des radiocommunications » désigne le Règlement des radiocommunications publié par l'Union internationale des télécommunications (UIT). Ce règlement est modifié périodiquement afin de tenir compte des décisions incorporées dans les actes finals des conférences mondiales des radiocommunications, qui se tiennent en principe tous les deux ou trois ans. Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique – Énoncés de politique approuvés par l'OACI *(Doc 9718) contient d'autres renseignements sur les processus de l'UIT relatifs à l'emploi des fréquences radioélectriques par les systèmes aéronautiques.*

Note 2.— Le volume I de l'Annexe 10 comprend les normes et pratiques recommandées concernant le matériel de certains types d'aides à la navigation aérienne. C'est l'État contractant qui décide, d'après les conditions spécifiées dans la norme ou la pratique recommandée appropriées, si telle ou telle installation est nécessaire ; par ailleurs le Conseil, de temps à autre, examine le besoin de certaines installations particulières, exprime le point de vue de l'OACI et adresse ses recommandations aux États contractants intéressés, ordinairement sur la base des recommandations des réunions régionales de navigation aérienne (Doc 8144 – Instructions et Règlement intérieur pour les réunions régionales de navigation aérienne).

Note 3.— La terminologie employée dans la présente Annexe pour désigner les opérations d'approche aux instruments est fondée sur une ancienne version de la classification des opérations d'approche et d'atterrissage aux instruments définie dans l'Annexe 6. Le tableau suivant donne la correspondance entre la terminologie de l'Annexe 10 et celle de l'Annexe 6 :

Performances requises pour les opérations d'approche aux instruments		
Performance du système selon l'Annexe 10		Méthode de l'Annexe 6 – Catégorie d'opération d'approche
Approche classique (NPA)		2D-Type A (1)
Approche avec guidage vertical (APV)		3D-Type A (2)
Approche de précision (PA)	Catégorie I, DH égale ou supérieure à 75 m (250 ft)	3D-Type A (3)
	Catégorie I, DH égale ou supérieure à 60 m (200 ft) et inférieure à 75 m (250 ft)	3D-Type B – CAT I (3)
	Catégorie II	3D-Type B – CAT II
	Catégorie III	3D-Type B – CAT III

(1) Sans guidage vertical.
(2) Avec guidage vertical barométrique ou SBAS.
(3) Avec guidage vertical ILS, MLS, GBAS ou SBAS.

Dans le présent volume de l'Annexe 10, les termes suivants ont la signification indiquée ci-après :

Altitude. Distance verticale entre un niveau, un point ou un objet assimilé à un point, et le niveau moyen de la mer (MSL).

Altitude-pression. Pression atmosphérique exprimée sous forme de l'altitude correspondante en atmosphère type.

Altitude topographique. Distance verticale entre un point ou un niveau, situé à la surface de la terre ou rattaché à celle-ci, et le niveau moyen de la mer.

Hauteur. Distance verticale entre un niveau, un point ou un objet assimilé à un point, et un niveau de référence spécifié.

Largeur de bande d'acceptation effective. Plage de fréquences de part et d'autre de la fréquence assignée pour laquelle la réception est assurée compte tenu de toutes les tolérances de récepteur.

Navigation de surface (RNAV). Méthode de navigation permettant le vol sur n'importe quelle trajectoire voulue dans les limites de la couverture d'aides de navigation basées au sol ou dans l'espace, ou dans les limites des possibilités d'une aide autonome, ou grâce à une combinaison de ces moyens.

Note.— La navigation de surface englobe la navigation fondée sur les performances ainsi que d'autres opérations qui ne répondent pas à la définition de la navigation fondée sur les performances.

Navigation fondée sur les performances (PBN). Navigation de surface fondée sur des exigences en matière de performances que doivent respecter des aéronefs volant sur une route ATS, selon une procédure d'approche aux instruments ou dans un espace aérien désigné.

Note.— Les exigences en matière de performances sont exprimées dans des spécifications de navigation (spécification RNAV, spécification RNP) sous forme de conditions de précision, d'intégrité, de continuité, de disponibilité et de fonctionnalité à respecter pour le vol envisagé, dans le cadre d'un concept particulier d'espace aérien.

Point d'atterrissage. Point d'intersection de la piste et de la trajectoire de descente nominale.

Note.— Le point d'atterrissage, ainsi qu'il est défini ci-dessus, n'est qu'un point de référence et ne correspond pas nécessairement au point où l'aéronef touchera effectivement la piste.

Principes des facteurs humains. Principes qui s'appliquent à la conception, à la certification, à la formation, aux opérations et à la maintenance et qui visent à assurer la sécurité de l'interface entre l'être humain et les autres composantes des systèmes par une prise en compte appropriée des performances humaines.

Puissance moyenne (d'un émetteur radio). Puissance moyenne fournie à la ligne de transmission de l'antenne par un émetteur pendant un intervalle de temps suffisamment long par rapport à la période de la plus basse fréquence existant dans la modulation en fonctionnement normal.

Note.— On choisira normalement un intervalle de temps de 1/10 de seconde pendant lequel la puissance moyenne est la plus grande.

Radioborne en éventail. Type de radiophare émettant un faisceau d'ondes vertical en éventail.

Radioborne Z. Type de radiophare émettant un faisceau d'ondes vertical en forme de cône.

Réjection effective de canal adjacent. Réjection obtenue à la fréquence de canal adjacent appropriée compte tenu de toutes les tolérances applicables de récepteur.

Service de radionavigation. Service fournissant des informations de guidage ou des données de position au moyen d'une ou de plusieurs aides radio à la navigation pour assurer l'efficacité et la sécurité de l'exploitation des aéronefs.

Service de radionavigation essentiel. Service de radionavigation dont la perturbation a des incidences importantes sur les opérations dans l'espace aérien ou à l'aérodrome touchés par la perturbation.

Spécification de navigation. Ensemble de conditions à remplir par un aéronef et un équipage de conduite pour l'exécution de vols en navigation fondée sur les performances dans un espace aérien défini. Il y a deux types de spécification de navigation :

Spécification RNAV (navigation de surface). Spécification de navigation fondée sur la navigation de surface qui ne prévoit pas une obligation de surveillance et d'alerte en ce qui concerne les performances et qui est désignée par le préfixe RNAV (p. ex. RNAV 5, RNAV 1).

Spécification RNP (qualité de navigation requise). Spécification de navigation fondée sur la navigation de surface qui prévoit une obligation de surveillance et d'alerte en ce qui concerne les performances et qui est désignée par le préfixe RNP (p. ex. RNP 4, RNP APCH).

Note 1.— Le Manuel de la navigation fondée sur les performances (PBN) *(Doc 9613), volume II, contient des éléments indicatifs détaillés sur les spécifications de navigation.*

Note 2.— Le terme RNP, défini précédemment comme étant l'« expression de la performance de navigation qui est nécessaire pour évoluer à l'intérieur d'un espace aérien défini », a été supprimé de la présente Annexe, le concept de RNP ayant été dépassé par le concept de PBN. Dans la présente Annexe, il est désormais utilisé uniquement dans le contexte des spécifications de navigation qui prévoient une obligation de surveillance et d'alerte en ce qui concerne les performances. P. ex. la RNP 4 désigne des exigences applicables à un aéronef et un vol, notamment une performance de navigation latérale de 4 NM et une obligation de surveillance et d'alerte à bord en ce qui concerne les performances, exigences qui sont décrites en détail dans le Doc 9613.

Volume de service protégé. Partie de la zone de couverture d'une installation où celle-ci assure un service particulier conformément aux SARP pertinentes et à l'intérieur de laquelle sa fréquence est protégée.

CHAPITRE 2. DISPOSITIONS GÉNÉRALES RELATIVES AUX AIDES RADIO À LA NAVIGATION

2.1 Aides radio à la navigation normalisées

2.1.1 Les aides radio à la navigation normalisées seront :

a) l'ILS (système d'atterrissage aux instruments) conforme aux normes du chapitre 3, § 3.1 ;

b) le MLS (système d'atterrissage hyperfréquences) conforme aux normes du chapitre 3, § 3.11 ;

c) le GNSS (système mondial de navigation par satellite) conforme aux normes du chapitre 3, § 3.7 ;

d) le VOR (radiophare omnidirectionnel VHF) conforme aux normes du chapitre 3, § 3.3 ;

e) le NDB (radiophare non directionnel) conforme aux normes du chapitre 3, § 3.4 ;

f) le DME (dispositif de mesure de distance) conforme aux normes du chapitre 3, § 3.5 ;

g) la radioborne VHF de navigation en route conforme aux normes du chapitre 3, § 3.6.

Note 1.— Comme le repérage visuel est essentiel pendant les dernières phases de l'approche et pendant l'atterrissage, l'installation d'une aide radio à la navigation ne supprime pas la nécessité d'aides visuelles d'approche et d'atterrissage par mauvaise visibilité.

Note 2.— Il est prévu que la mise en place et la mise en œuvre d'aides radio à la navigation pour l'approche et l'atterrissage de précision se fassent conformément à la stratégie qui figure dans le supplément B. Il est prévu que la rationalisation des aides radio conventionnelles à la navigation et l'évolution vers la prise en charge de la navigation fondée sur les performances se dérouleront conformément à la stratégie qui figure dans le supplément H.

Note 3.— Les catégories d'opérations d'approche et d'atterrissage de précision sont indiquées dans l'Annexe 6, partie 1, chapitre 1.

Note 4.— Des indications sur les objectifs opérationnels associés aux différentes catégories de performances des installations ILS figurent dans le supplément C, § 2.1 et 2.14.

Note 5.— Des indications sur les objectifs opérationnels associés aux performances des installations MLS figurent dans le supplément G, section 11.

2.1.2 Les différences concernant les aides radio à la navigation par rapport aux normes du chapitre 3 seront signalées dans une publication d'information aéronautique (AIP).

2.1.3 Lorsqu'une aide radio à la navigation n'est ni un ILS, ni un MLS, mais peut être utilisée entièrement ou en partie avec les appareils de bord destinés à être utilisés avec l'ILS ou le MLS, des renseignements complets sur les parties qui peuvent être ainsi utilisées seront indiqués dans une publication d'information aéronautique (AIP).

Note.— Cette disposition a pour but d'établir une exigence pour la publication des renseignements utiles plutôt que d'autoriser l'emploi des installations en question.

2.1.4 Spécifications relatives au GNSS

2.1.4.1 Il sera permis de mettre fin à un service par satellite GNSS assuré par un de ses éléments (chapitre 3, § 3.7.2) moyennant un préavis d'au moins six ans de la part du prestataire du service.

2.1.4.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé qu'un État qui approuve des opérations fondées sur le GNSS fasse en sorte que les données GNSS relatives à ces opérations soient enregistrées.*

Note 1.— Les données enregistrées peuvent appuyer les enquêtes sur les accidents et les incidents. Elles peuvent également appuyer des analyses périodiques visant à vérifier les paramètres de performance du GNSS définis dans les normes pertinentes de la présente Annexe.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur l'enregistrement des données du GNSS et sur l'évaluation de la performance du GNSS figurent dans le supplément D, sections 11 et 12.

2.1.4.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé de conserver les enregistrements pendant une période d'au moins 14 jours. Lorsqu'il s'agit d'enregistrements intéressant des enquêtes sur des accidents ou incidents, il est recommandé de les conserver plus longtemps jusqu'à ce qu'il soit évident qu'ils ne seront plus nécessaires.*

2.1.5 Radar d'approche de précision

2.1.5.1 Un radar d'approche de précision (PAR) installé et utilisé comme une aide radio à la navigation avec un équipement de communication bilatérale avec les aéronefs et des moyens permettant la coordination efficace de ces éléments avec le contrôle de la circulation aérienne sera conforme aux normes du chapitre 3, § 3.2.

Note 1.— Lorsque l'élément radar de surveillance (SRE) n'est pas nécessaire au contrôle de la circulation aérienne pour l'acheminement des aéronefs, l'élément radar d'approche de précision (PAR) du système radar d'approche de précision peut être installé et utilisé sans SRE.

Note 2.— Même si le SRE n'est en aucun cas considéré comme pouvant remplacer de façon satisfaisante le système radar d'approche de précision, il peut être installé et utilisé sans PAR pour aider le service du contrôle de la circulation aérienne dans l'acheminement des aéronefs qui ont l'intention d'utiliser une aide radio à la navigation ou pour les approches et les départs au radar de surveillance.

2.1.6 **Recommandation.—** *Lorsqu'une aide radio à la navigation est fournie pour l'approche et l'atterrissage de précision, il est recommandé qu'elle soit complétée, selon les besoins, par un ou plusieurs moyens de guidage qui, utilisés selon les procédures appropriées, assureront un guidage efficace jusqu'à la trajectoire de référence choisie et un couplage efficace (manuel ou automatique) avec celle-ci.*

Note.— Les systèmes DME, GNSS, NDB et VOR ainsi que les systèmes de navigation embarqués ont été utilisés à cet effet.

2.2 Essais en vol et au sol

2.2.1 Les aides radio à la navigation de type conforme aux spécifications du chapitre 3 et destinées à être utilisées par les aéronefs effectuant des vols internationaux feront l'objet d'essais périodiques en vol et au sol.

Note.— Des indications sur les essais en vol et au sol d'installations normalisées par l'OACI, y compris la périodicité des essais, figurent au supplément C et dans le Manuel sur la vérification des aides radio à la navigation *(Doc 8071).*

2.3 Communication de renseignements sur l'état opérationnel des services de radionavigation

2.3.1 Les tours de contrôle d'aérodrome et les organismes assurant le contrôle d'approche recevront en temps opportun, compte tenu du ou des services utilisés, des renseignements sur l'état opérationnel des services de radionavigation indispensables à l'approche, à l'atterrissage et au décollage sur l'aérodrome ou les aérodromes dont ils ont la charge.

Note.— Des éléments indicatifs sur l'application de cette norme pour les opérations basées sur la PBN s'appuyant sur le GNSS figurent dans le Manuel de la navigation fondée sur les performances (PBN*) (Doc 9613).*

2.4 Alimentation électrique des aides radio à la navigation et des installations de télécommunications

2.4.1 Les aides radio à la navigation et les éléments au sol des systèmes de télécommunications des types spécifiés dans l'Annexe 10 seront dotés d'une alimentation électrique convenable et de moyens d'assurer la continuité du service compatibles avec l'emploi du ou des services assurés.

Note.— Le supplément C, section 8, contient des éléments indicatifs sur la commutation d'alimentation électrique.

2.5 Considérations relatives aux facteurs humains

2.5.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, dans la conception et la certification des aides radio à la navigation, les principes des facteurs humains soient respectés.*

Note.— On trouve des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans la Circulaire 249* (Facteurs humains. Étude nº 11 – Les facteurs humains dans les systèmes CNS/ATM).

CHAPITRE 3. SPÉCIFICATIONS DES AIDES RADIO À LA NAVIGATION

Note.— L'Annexe 14, chapitre 8, contient des spécifications relatives à l'implantation et à la structure du matériel et des installations sur les aires opérationnelles et destinées à réduire au minimum le danger que ce matériel et ces installations pourraient présenter pour les aéronefs.

3.1 Spécifications du système ILS

3.1.1 Définitions

Alignement de descente ILS. Parmi les lieux des points, dans le plan vertical passant par l'axe de la piste, où la DDM est nulle, celui qui est le plus proche du plan horizontal.

Alignement de piste. Parmi les lieux des points, dans tout plan horizontal, où la DDM est nulle, celui qui est le plus proche de l'axe de la piste.

Angle de l'alignement de descente ILS. Angle entre l'horizontale et une ligne droite représentant l'alignement de descente ILS moyen.

Continuité du service ILS. Qualité liée à la rareté des interruptions du signal rayonné. Le niveau de continuité du service du radiophare d'alignement de piste ou du radiophare d'alignement de descente s'exprime par la probabilité que le rayonnement des signaux de guidage ne soit pas interrompu.

Demi-secteur d'alignement de descente ILS. Secteur, dans un plan vertical, contenant l'alignement de descente ILS limité par les lieux des points les plus proches de l'alignement de descente où la DDM est égale à 0,0875.

Demi-secteur d'alignement de piste. Secteur, dans tout plan horizontal, contenant l'alignement de piste, limité par les lieux des points les plus proches de l'alignement de piste où la DDM est égale à 0,0775.

Différence de modulation (DDM). Différence entre le taux de modulation du signal le plus fort et le taux de modulation du signal le plus faible.

Installations ILS de catégorie de performances I. Tout système ILS qui assure le guidage depuis la limite de couverture de l'ILS jusqu'au point où l'alignement de piste coupe l'alignement de descente ILS à une hauteur égale ou inférieure à 30 m (100 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le seuil.

Note.— La limite inférieure est fixée à 30 m (100 ft) au-dessous de la hauteur de décision (DH) minimale de catégorie I.

Installations ILS de catégorie de performances II. Tout système ILS qui assure le guidage depuis la limite de couverture de l'ILS jusqu'au point où l'alignement de piste coupe l'alignement de descente ILS à une hauteur égale ou inférieure à 15 m (50 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le seuil.

Note.— La limite inférieure est fixée à 15 m (50 ft) au-dessous de la hauteur de décision (DH) minimale de catégorie II.

Installations ILS de catégorie de performances III. Tout système ILS qui assure, au besoin avec l'aide d'un dispositif auxiliaire, le guidage depuis la limite de couverture de l'installation jusqu'à la surface de la piste et le long de cette surface.

Intégrité de l'ILS. Qualité liée à la confiance que l'on peut avoir dans l'exactitude des renseignements fournis par l'installation. Le niveau d'intégrité du radiophare d'alignement de piste ou du radiophare d'alignement de descente s'exprime par la probabilité de ne pas rayonner de signaux de guidage erronés.

Point A de l'ILS. Point situé sur l'alignement de descente ILS dont la distance au seuil mesurée le long du prolongement de l'axe de piste, dans la direction d'approche, est de 7,5 km (4 NM).

Point B de l'ILS. Point situé sur l'alignement de descente ILS dont la distance au seuil mesurée le long du prolongement de l'axe de piste, dans la direction d'approche, est de 1 050 m (3 500 ft).

Point C de l'ILS. Point par lequel le prolongement vers le bas de la partie rectiligne de l'alignement nominal de descente ILS passe à une hauteur de 30 m (100 ft) au-dessus du plan horizontal contenant le seuil.

Point D de l'ILS. Point situé à 4 m (12 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 900 m (3 000 ft) du seuil dans la direction du radiophare d'alignement de piste.

Point E de l'ILS. Point situé à 4 m (12 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 600 m (2 000 ft) de l'extrémité d'arrêt de la piste dans la direction du seuil.

Note.— Voir la figure C-1 du supplément C.

Point de repère ILS (Point T). Point situé à une hauteur déterminée à la verticale de l'intersection de l'axe de la piste et du seuil, par lequel passe le prolongement rectiligne, vers le bas, de l'alignement de descente ILS.

Secteur d'alignement de descente ILS. Secteur, dans le plan vertical contenant l'alignement de descente ILS, limité par les lieux des points les plus proches de l'alignement de descente où la DDM est égale à 0,175.

Note.— Le secteur d'alignement de descente ILS est situé dans le plan vertical passant par l'axe de piste et il est divisé par l'alignement de descente émis en deux parties appelées respectivement secteur supérieur et secteur inférieur selon qu'il s'agit du secteur situé au-dessus ou au-dessous de l'alignement de descente.

Secteur d'alignement de piste. Secteur, dans un plan horizontal contenant l'alignement de piste, limité par les lieux des points les plus proches de l'alignement de piste où la DDM est égale à 0,155.

Secteur d'alignement de piste arrière. Secteur d'alignement de piste situé du côté du radiophare d'alignement de piste opposé à la piste.

Secteur d'alignement de piste avant. Secteur d'alignement de piste situé du même côté du radiophare d'alignement de piste que la piste.

Sensibilité d'écart angulaire. Rapport de la DDM mesurée à l'écart angulaire correspondant à partir de la ligne de référence appropriée.

Sensibilité d'écart (radioalignement de piste). Rapport de la DDM mesurée à l'écart latéral correspondant à partir de la ligne de référence appropriée.

Système d'alignement de descente à deux fréquences. Système d'alignement de descente ILS qui assure la couverture au moyen de deux diagrammes de rayonnement indépendants correspondant à des fréquences porteuses distinctes dans les limites du canal particulier de l'alignement de descente.

Système d'alignement de piste à deux fréquences. Système d'alignement de piste qui assure la couverture au moyen de deux diagrammes de rayonnement indépendants correspondant à des fréquences porteuses distinctes dans les limites du canal VHF particulier de l'alignement de piste.

3.1.2 Spécifications fondamentales

3.1.2.1 Le système ILS comprendra les éléments fondamentaux ci-après :

a) radiophare d'alignement de piste VHF, dispositif de contrôle correspondant, système de commande et de signalisation à distance ;

b) radiophare d'alignement de descente UHF, dispositif de contrôle correspondant, système de commande et de signalisation à distance ;

c) moyen permettant des vérifications de l'alignement de descente.

Note.— Les Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs *(PANS-OPS) (Doc 8168) contiennent des orientations pour la réalisation des vérifications de l'alignement de descente.*

3.1.2.1.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé qu'une information de distance jusqu'au seuil destinée à permettre des vérifications de l'alignement de descente soit fournie par des radiobornes VHF ou par un dispositif de mesure de distance (DME), avec les dispositifs de contrôle correspondants et le système de commande et de signalisation à distance.*

3.1.2.1.2 Si une ou des radiobornes VHF sont utilisées pour fournir l'information de distance jusqu'au seuil, elles seront conformes aux spécifications figurant au § 3.1.7. Si un DME est utilisé à la place de radiobornes, il sera conforme aux spécifications figurant au § 3.1.7.6.5.

Note.— Des éléments indicatifs sur l'emploi du DME et/ou d'autres aides radio à la navigation normalisées en remplacement de radiobornes figurent dans le supplément C, § 2.11.

3.1.2.1.3 Les installations ILS de catégories de performances I, II et III fourniront, aux endroits de commande à distance désignés, des indications sur l'état de fonctionnement de tous les éléments du système ILS au sol, comme suit :

a) installations ILS de catégories de performances II et III : l'organisme des services de la circulation aérienne chargé du contrôle de l'aéronef au cours de l'approche finale sera l'un des endroits de commande à distance désignés et recevra les renseignements sur l'état de fonctionnement de l'ILS dans un délai qui tient compte des exigences de l'environnement opérationnel ;

b) installations ILS de catégorie de performances I : si cet ILS assure un service de radionavigation essentiel, l'organisme des services de la circulation aérienne chargé du contrôle de l'aéronef au cours de l'approche finale sera l'un des endroits de commande à distance désignés et recevra les renseignements sur l'état de fonctionnement de l'ILS dans un délai qui tient compte des exigences de l'environnement opérationnel.

Note.— Les indications prescrites par cette norme ont pour but de faciliter les fonctions de gestion du trafic aérien et les délais applicables sont définis en conséquence (conformément au § 2.3.1).

3.1.2.2 Le système ILS sera construit et réglé de façon qu'à une distance spécifiée du seuil, des indications identiques des instruments de bord correspondent à des déplacements identiques par rapport à l'alignement de piste ou à l'alignement de descente ILS, suivant le cas, quelle que soit l'installation au sol utilisée.

3.1.2.3 Le radiophare d'alignement de piste et le radiophare d'alignement de descente visés au § 3.1.2.1, alinéas a) et b), qui font partie d'une installation ILS de catégorie de performances I seront au moins conformes aux normes des § 3.1.3

et 3.1.5 respectivement, sauf celles indiquées expressément comme étant applicables aux installations ILS de catégorie de performances II.

3.1.2.4 Le radiophare d'alignement de piste et le radiophare d'alignement de descente visés au § 3.1.2.1, alinéas a) et b), qui font partie d'une installation ILS de catégorie de performances II seront conformes aux normes applicables à ces éléments dans le cas d'une installation ILS de catégorie I, complétées ou modifiées par les normes des § 3.1.3 et 3.1.5 indiquées expressément comme étant applicables aux installations ILS de catégorie de performances II.

3.1.2.5 Le radiophare d'alignement de piste et le radiophare d'alignement de descente, ainsi que les équipements auxiliaires visés au § 3.1.2.1.3, qui font partie d'une installation ILS de catégorie de performances III, seront conformes aux normes applicables à ces éléments dans le cas d'une installation ILS de catégories I et II, sauf lorsqu'elles sont complétées ou modifiées par les normes des § 3.1.3 et 3.1.5 indiquées expressément comme étant applicables aux installations ILS de catégorie de performances III.

3.1.2.6 Afin d'assurer un niveau de sécurité convenable, l'ILS sera conçu et entretenu de façon à obtenir un degré élevé de probabilité de fonctionnement dans les limites des caractéristiques de fonctionnement spécifiées, degré qui soit approprié à la catégorie de performances d'exploitation envisagée.

3.1.2.6.1 Pour les radiophares d'alignement de piste et les radiophares d'alignement de descente d'installations ILS de catégories de performances II et III, le niveau d'intégrité et de continuité de service sera au moins de niveau 3, tel que défini aux § 3.1.3.12.4 (radiophare d'alignement de piste) et 3.1.5.8.4 (radiophare d'alignement de descente).

Note.— Les spécifications relatives à l'installation ILS de catégories de performances II et III visent à assurer le plus haut degré d'intégrité, de fiabilité et de stabilité de fonctionnement du système dans les conditions d'environnement les plus défavorables susceptibles d'être rencontrées. Le supplément C, § 2.8, contient des éléments indicatifs permettant de réaliser cet objectif.

3.1.2.7 Aux endroits où deux installations ILS distinctes desservent les extrémités opposées d'une même piste, et où il pourrait y avoir un brouillage nuisible pour l'exploitation si les deux installations venaient à émettre, un dispositif de verrouillage garantira que seul le radiophare d'alignement de piste desservant la direction d'approche utilisée émet des signaux.

Note 1.— Tandis qu'un survol à basse altitude d'un radiophare d'alignement de piste en émission peut générer des interférences dans un récepteur ILS de bord, cette interférence peut être considérée comme ayant des conséquences opérationnelles si elle survient dans des conditions spécifiques, par exemple sans références visuelles de la piste ou si le système de pilotage automatique de l'avion est engagé. Des éléments indicatifs supplémentaires figurent au § 2.1.8 et à la section 2.13 du supplément C.

Note 2.— Les émissions d'autres radiophares d'alignement de piste qui ne desservent pas l'extrémité opposée de la même piste (c.-à-d. qui desservent une piste sécante, parallèle ou adjacente) peuvent aussi causer un brouillage. Dans ce cas, l'utilisation du verrouillage pour prévenir le brouillage peut aussi être envisagée.

Note 3.— Un verrouillage matériel ou logiciel ou un moyen procédural similaire peuvent être utilisés.

3.1.2.7.1 Aux emplacements où des installations ILS qui desservent les extrémités opposées d'une même piste ou des pistes différentes d'un même aéroport fonctionnent sur des fréquences appariées identiques, un dispositif de verrouillage garantira qu'à chaque instant une seule installation rayonnera des signaux. En cas de commutation entre une installation ILS et une autre, le rayonnement sera supprimé pendant au moins 20 s.

Note.— Des éléments indicatifs supplémentaires sur l'exploitation de radiophares d'alignement de piste fonctionnant sur le même canal de fréquences figurent au chapitre 4 du volume V.

3.1.2.8 Aux emplacements où une installation ILS et installation GBAS desservent les extrémités opposées d'une même piste, quand la direction d'approche utilisée n'est pas celle desservie par l'ILS, le radiophare d'alignement de piste ne

rayonnera pas de signaux lorsque sont effectuées des opérations GBAS par faible visibilité qui nécessitent le GAST D, sauf s'il peut être démontré que le signal du radiophare d'alignement satisfait aux spécifications énoncées dans l'appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6, qui définissent les rapports entre le signal utile et le signal non désiré et la puissance maximale dans un canal adjacent que peut tolérer le récepteur VDB du GBAS.

Note.— Si le radiophare d'alignement de piste rayonne des signaux, il y a risque de brouillage des signaux VDB du GBAS dans la région où les aéronefs survolent le radiophare d'alignement. Un dispositif de verrouillage soit matériel soit logiciel ou une procédure palliative peuvent être mis en place pour garantir que le radiophare d'alignement ne rayonne pas de signaux. Des éléments indicatifs supplémentaires figurent dans le supplément C, § 2.1.8.1, et dans le supplément D, § 7.2.3.3.

3.1.3 Radiophare d'alignement de piste VHF et dispositif de contrôle correspondant

Introduction.— Les spécifications de la présente section s'appliquent aussi bien aux radiophares d'alignement de piste ILS qui assurent un guidage effectif sur 360° d'azimut qu'à ceux qui n'assurent un tel guidage que sur une partie spécifiée de la couverture avant (voir le § 3.1.3.7.4). Lorsqu'un radiophare d'alignement de piste ILS assurant un guidage effectif sur un secteur limité seulement est installé, il sera en général nécessaire d'avoir recours aux indications d'une aide à la navigation installée en un endroit convenable ainsi qu'à des procédures appropriées pour empêcher que toute indication équivoque donnée par le système en dehors du secteur ne présente de l'importance du point de vue de l'exploitation.

3.1.3.1 *Généralités*

3.1.3.1.1 Le réseau d'antennes du radiophare d'alignement de piste produira un diagramme de rayonnement double, dû à une modulation en amplitude de 90 Hz et à une modulation en amplitude de 150 Hz. Le diagramme de rayonnement créera un secteur d'alignement de piste tel que l'une des deux modulations prédomine d'un côté de l'alignement et l'autre du côté opposé.

3.1.3.1.2 Pour un observateur se trouvant à l'entrée de la piste et faisant face au radiophare, le taux de modulation de la porteuse à 150 Hz prédominera à sa droite et le taux de modulation de la porteuse à 90 Hz prédominera à sa gauche.

3.1.3.1.3 Tous les angles horizontaux utilisés pour définir les diagrammes de rayonnement du radiophare auront comme sommet le centre du réseau d'antennes du radiophare qui émet les signaux utilisés dans le secteur d'alignement de piste avant.

3.1.3.2 *Fréquence radio*

3.1.3.2.1 Le radiophare d'alignement de piste fonctionnera dans la bande 108 – 111,975 MHz. Lorsqu'une seule fréquence porteuse est utilisée, la tolérance de fréquence ne dépassera pas ±0,005 %. Lorsque deux fréquences porteuses sont utilisées, la tolérance de fréquence ne dépassera pas 0,002 % et la bande nominale occupée par les porteuses sera symétrique par rapport à la fréquence assignée. Toutes les tolérances étant appliquées, l'espacement de fréquences entre les porteuses sera au moins égal à 5 kHz et au plus égal à 14 kHz.

3.1.3.2.2 L'émission du radiophare d'alignement de piste sera polarisée horizontalement. La composante du rayonnement polarisée verticalement ne dépassera pas, sur l'alignement de piste, celle qui correspond à une erreur de DDM de 0,016 dans le cas d'un aéronef placé sur l'alignement de piste et incliné latéralement de 20° par rapport à l'horizontale.

3.1.3.2.2.1 Pour les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances II, la composante du rayonnement polarisée verticalement ne dépassera pas, sur l'alignement de piste, celle qui correspond à une erreur de DDM de 0,008 dans le cas d'un aéronef placé sur l'alignement de piste et incliné latéralement de 20° par rapport à l'horizontale.

3.1.3.2.2.2 Pour les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, la composante du rayonnement polarisée verticalement ne dépassera pas, dans les limites d'un secteur limité par une DDM de 0,02 de part et d'autre de l'alignement de piste, celle qui correspond à une erreur de DDM de 0,005 dans le cas d'un aéronef incliné latéralement de 20° par rapport à l'horizontale.

3.1.3.2.3 Pour les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, les signaux provenant de l'émetteur ne contiendront pas de composants qui puissent provoquer une fluctuation apparente de l'alignement de piste supérieure à 0,005 DDM de crête à crête dans la bande de fréquences 0,01 Hz – 10 Hz.

3.1.3.3 *Couverture*

Note.— Le § 2.1.0 et les figures C-7A, C-7B, C-8A et C-8B du supplément C donnent des éléments indicatifs sur la couverture du radiophare d'alignement de piste.

3.1.3.3.1 Les radiophares d'alignement de piste émettront des signaux suffisants pour qu'une installation de bord typique puisse fonctionner de manière satisfaisante à l'intérieur des zones de couverture de l'alignement de piste et de l'alignement de descente. La zone de couverture de l'alignement de piste s'étendra du centre du système d'antennes d'alignement de piste jusqu'à :

46,3 km (25 NM) entre ±10° mesurés à partir de l'alignement de piste avant ;

31,5 km (17 NM) entre 10° et 35° mesurés à partir de l'alignement de piste avant ;

18,5 km (10 NM) en dehors de ±35° mesurés à partir de l'alignement de piste avant, si la couverture est assurée ;

toutefois, lorsque les caractères topographiques l'imposent ou que les besoins de l'exploitation le permettent, ces limites pourront être ramenées à 33,3 km (18 NM) à l'intérieur du secteur de ±10° et à 18,5 km (10 NM) à l'intérieur du reste de la couverture lorsque d'autres moyens de navigation assurent une couverture suffisante à l'intérieur de l'aire d'approche intermédiaire. Les signaux du radiophare d'alignement de piste devront pouvoir être reçus, aux distances spécifiées, à une hauteur égale ou supérieure à la plus grande des deux hauteurs suivantes : 600 m (2 000 ft) au-dessus de l'altitude du seuil ou 300 m (1 000 ft) au-dessus de l'obstacle le plus élevé à l'intérieur des aires d'approche intermédiaire et finale. Toutefois, lorsqu'il est nécessaire de protéger les performances de l'ILS, et si les conditions d'exploitation le permettent, la limite inférieure de couverture aux angles de plus de 15° mesurés à partir de l'alignement de piste avant sera augmentée linéairement de sa hauteur à 15° jusqu'à une hauteur pouvant atteindre 1 350 m (4 500 ft) au-dessus de l'altitude du seuil à 35°, mesurés à partir de l'alignement de piste avant. Ces signaux devront pouvoir être reçus aux distances spécifiées, jusqu'à une surface partant de l'antenne de l'alignement de piste et inclinée de 7° au-dessus de l'horizontale.

Note.— Lorsque des obstacles intermédiaires font saillie au-dessus de la surface inférieure, il est entendu qu'il n'est pas nécessaire d'assurer le guidage au-dessous de la limite inférieure de visibilité directe.

3.1.3.3.2 En tous les points du volume de couverture spécifié au § 3.1.3.3.1, sauf dans les cas spécifiés aux § 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 et 3.1.3.3.2.3, l'intensité de champ ne sera pas inférieure à 40µV/m (–114 dBW/m^2).

Note.— Cette intensité de champ minimale est nécessaire pour permettre une utilisation opérationnelle satisfaisante des installations de radioalignement de piste ILS.

3.1.3.3.2.1 Dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances I, le champ minimal sur l'alignement de descente ILS et à l'intérieur du secteur d'alignement de piste, à partir de 18,5 km (10 NM) et jusqu'à 30 m (100 ft) de hauteur au-dessus du plan horizontal passant par le seuil, ne sera pas inférieur à 90 µV/m (–107 dBW/m^2).

3.1.3.3.2.2 Dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances II, l'intensité de champ minimale sur l'alignement de descente ILS et à l'intérieur du secteur d'alignement de piste, sera au

moins égale à 100 µV/m (–106 dBW/m^2) à une distance de 18,5 km (10 NM) et augmentera pour atteindre une valeur au moins égale à 200 µV/m (–100 dBW/m^2) à une hauteur de 15 m (50 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le seuil.

3.1.3.3.2.3 Dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, l'intensité de champ minimale sur l'alignement de descente ILS et à l'intérieur du secteur d'alignement de piste sera au moins égale à 100 µV/m (–106 dBW/m^2) à une distance de 18,5 km (10 NM) et augmentera pour atteindre une valeur au moins égale à 200 µV/m (–100 dBW/m^2) à 6 m (20 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le seuil. À partir de ce point et jusqu'à un autre point situé à 4 m (12 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 300 m (1 000 ft) du seuil dans la direction du radiophare d'alignement de piste, et ensuite à une hauteur de 4 m (12 ft) sur toute la longueur de la piste dans la direction du radiophare d'alignement de piste, l'intensité de champ sera au moins égale à 100 µV/m (–106 dBW/m^2).

Note.— Les intensités de champ indiquées aux § 3.1.3.3.2.2 et 3.1.3.3.2.3 sont nécessaires pour assurer le rapport signal/bruit exigé pour obtenir une meilleure intégrité.

3.1.3.3.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, au-dessus de 7°, l'intensité des signaux soit ramenée à une valeur aussi faible que possible.*

Note 1.— Les dispositions des § 3.1.3.3.1 et 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 et 3.1.3.3.2.3 sont fondées sur l'hypothèse que l'aéronef se dirige vers le radiophare.

Note 2.— Le § 2.2.2 du supplément C fournit des éléments indicatifs sur les paramètres des récepteurs de bord importants du point de vue de la couverture des radiophares d'alignement de piste.

3.1.3.3.4 Lorsque la couverture est réalisée par un radiophare d'alignement de piste utilisant deux fréquences porteuses, l'une produisant un diagramme de rayonnement dans le secteur d'alignement avant et l'autre produisant un diagramme de rayonnement en dehors de ce secteur, le rapport des niveaux des signaux des deux porteuses dans l'espace, à l'intérieur du secteur d'alignement avant, jusqu'aux limites de couverture spécifiées au § 3.1.3.3.1, sera au moins égal à 10 dB.

Note.— La note au § 3.1.3.11.2 et le § 2.7 du supplément C donnent des éléments indicatifs sur les radiophares d'alignement de piste réalisant une couverture au moyen de deux fréquences porteuses.

3.1.3.3.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé que dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, le rapport des niveaux des signaux des deux porteuses à l'intérieur du secteur d'alignement avant ne soit pas inférieur à 16 dB.*

3.1.3.4 *Structure de l'alignement de piste*

3.1.3.4.1 Dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances I, l'amplitude des coudes de l'alignement de piste ne dépassera pas les valeurs spécifiées ci-dessous :

Zone	*Amplitude (DDM) (Probabilité de 95 %)*
De la limite extérieure de la couverture jusqu'au point A de l'ILS	0,031
Du point A de l'ILS au point B de l'ILS	0,031 au point A de l'ILS et diminuant, de façon linéaire, jusqu'à 0,015 au point B de l'ILS
Du point B de l'ILS au point C de l'ILS	0,015

3.1.3.4.2 Dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégories de performances II et III, l'amplitude des coudes de l'alignement de piste ne dépassera pas les valeurs spécifiées ci-après :

Zone	*Amplitude (DDM) (Probabilité de 95 %)*
De la limite extérieure de la couverture jusqu'au point A de l'ILS	0,031
Du point A de l'ILS au point B de l'ILS	0,031 au point A de l'ILS et diminuant, de façon linéaire, jusqu'à 0,005 au point B de l'ILS
Du point B de l'ILS jusqu'au point de repère l'ILS	0,005

et, pour les installations de catégorie de performances III seulement :

Du point de repère ILS jusqu'au point D de l'ILS	0,005
Du point D de l'ILS jusqu'au point E de l'ILS	0,005 au point D de l'ILS et augmentant, de façon linéaire, jusqu'à 0,010 au point E de l'ILS

Note 1.— Les amplitudes dont il est question aux § 3.1.3.4.1 et 3.1.3.4.2 sont celles des DDM dues aux coudes telles qu'elles sont sur l'alignement de piste moyen lorsque le radiophare est réglé correctement.

Note 2.— Les § 2.1.3, 2.1.5, 2.1.6 et 2.1.9 du supplément C donnent des éléments indicatifs sur la structure de l'alignement de piste.

3.1.3.5 *Modulation de la porteuse*

3.1.3.5.1 Le taux nominal de modulation de la porteuse, le long de l'alignement de piste, par chacune des modulations à 90 Hz et à 150 Hz, sera de 20 %.

3.1.3.5.2 Le taux de modulation de la porteuse par chacune des modulations à 90 Hz et à 150 Hz sera compris entre les limites de 18 et 22 %.

3.1.3.5.3 Les tolérances suivantes seront admises pour les fréquences de modulation :

a) les fréquences de modulation seront de 90 Hz et de 150 Hz, ±2,5 % ;

b) les fréquences de modulation seront de 90 Hz et de 150 Hz, ±1,5 % pour les installations de catégorie de performances II ;

c) les fréquences de modulation seront de 90 Hz et de 150 Hz, ±1 % pour les installations de catégorie de performances III ;

d) l'ensemble des harmoniques de la modulation à 90 Hz ne sera pas supérieur à 10 % ; en outre, dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, la seconde harmonique de la modulation à 90 Hz ne sera pas supérieure à 5 % ;

e) l'ensemble des harmoniques de la modulation à 150 Hz ne sera pas supérieur à 10 %.

3.1.3.5.3.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, dans le cas des installations ILS de catégorie de performances I, les fréquences de modulation soient de 90 Hz et 150 Hz, ±1,5 % lorsque cela est possible.*

3.1.3.5.3.2 Pour les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, le taux de modulation en amplitude de la porteuse à la fréquence de l'alimentation ou de ses harmoniques, ou à celles d'autres éléments non désirés, ne sera pas supérieur à 0,5 %. Les harmoniques de la fréquence d'alimentation ou d'autres éléments de bruit non désirables qui peuvent battre avec les signaux de navigation à 90 Hz et 150 Hz ou leurs harmoniques de manière à produire des fluctuations de l'alignement de piste, ne seront pas supérieures à 0,05 % du taux de modulation de la porteuse.

3.1.3.5.3.3 Les fréquences de modulation seront liées en phase de sorte qu'à l'intérieur du demi-secteur d'alignement de piste, les signaux démodulés à 90 Hz et 150 Hz passent par zéro dans la même direction :

a) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des catégories de performances I et II : à 20° près,

b) dans le cas des radiophares d'alignement de piste de catégorie de performances III : à 10° près,

par rapport à la composante à 150 Hz, à chaque demi-période du signal combiné à 90 Hz et 150 Hz.

Note 1.— Cette définition de la relation de phase n'implique pas que la mesure de la phase doive être faite à l'intérieur du demi-secteur d'alignement de piste.

Note 2.— La figure C-6 du supplément C fournit des éléments indicatifs en ce qui concerne cette mesure.

3.1.3.5.3.4 Dans le cas des radiophares d'alignement de piste à deux fréquences, les dispositions du § 3.1.3.5.3.3 s'appliqueront à chacune des porteuses. En outre, la fréquence de modulation à 90 Hz de l'une des porteuses sera liée en phase à la fréquence de modulation à 90 Hz de l'autre porteuse de sorte que les signaux démodulés passent par zéro, dans la même direction :

a) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégories de performances I et II : à 20° près,

b) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III : à 10° près,

par rapport à la composante à 90 Hz. De la même manière, les modulations à 150 Hz des deux porteuses seront liées en phase de sorte que les signaux démodulés passent par zéro, dans la même direction :

1) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégories de performances I et II : à 20° près,

2) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III : à 10° près,

par rapport à la composante à 150 Hz.

3.1.3.5.3.5 L'emploi d'autres radiophares d'alignement de piste à deux fréquences pour lesquels la mise en phase des signaux acoustiques est différente des conditions normales de concordance de phase décrite au § 3.1.3.5.3.4 est autorisé. Dans de tels systèmes, la mise en phase des signaux à 90 Hz et celle des signaux à 150 Hz seront réglées à leurs valeurs nominales entre des limites correspondant aux limites indiquées au § 3.1.3.5.3.4.

Note.— Ces dispositions ont pour but d'assurer le fonctionnement correct du récepteur de bord dans la zone éloignée de l'alignement de piste, où les intensités de signal des deux porteuses sont à peu près les mêmes.

3.1.3.5.3.6 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la somme des taux de modulation de la porteuse par les fréquences 90 Hz et 150 Hz ne dépasse pas 60 % ou soit inférieure à 30 % dans les limites de couverture prescrites.*

3.1.3.5.3.6.1 Pour l'équipement installé pour la première fois après le 1er janvier 2000, la somme des taux de modulation de la porteuse radioélectrique due aux fréquences 90 Hz et 150 Hz ne dépassera pas 60 % ou sera inférieure à 30 % dans les limites de couverture prescrites.

Note 1.— Si la somme des taux de modulation est supérieure à 60 % pour les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances I, on peut ajuster la sensibilité d'écart nominale comme il est prévu au § 3.1.3.7.1 pour réaliser la limite de modulation ci-dessus.

Note 2.— Pour les systèmes à deux fréquences, la norme relative à la somme maximale des taux de modulation ne s'applique pas aux angles d'azimut ou à proximité des angles d'azimut où les niveaux du signal de la porteuse d'alignement et de couverture ont la même amplitude (c'est-à-dire à des angles d'azimut où les deux systèmes émetteurs apportent une contribution importante au total du taux de modulation).

Note 3.— La norme pour la somme minimale des taux de modulation est basée sur le fait que le niveau établi de l'alarme de mauvais fonctionnement peut atteindre 30 % comme il est indiqué au § 2.3.3, supplément C.

3.1.3.5.3.7 Lorsque le radiophare d'alignement de piste sera utilisé pour des communications en radiotéléphonie, la somme des taux de modulation de la porteuse, à 90 Hz et à 150 Hz, ne dépassera pas 65 % dans un secteur de 10° de part et d'autre de l'alignement de piste, et ne dépassera 78 % en aucun autre point autour du radiophare d'alignement de piste.

3.1.3.5.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la modulation de fréquence et de phase non désirée sur les porteuses radioélectriques du radiophare d'alignement de piste ILS qui peut affecter les valeurs DDM affichées dans les récepteurs des radiophares d'alignement de piste soit réduite au minimum dans la mesure du possible.*

Note.— Le supplément C, § 2.15, contient des éléments indicatifs appropriés.

3.1.3.6 *Précision d'alignement de piste*

3.1.3.6.1 L'alignement de piste moyen sera réglé et maintenu entre des limites correspondant aux écarts suivants par rapport à l'axe de la piste, au point de repère ILS :

a) radiophares d'alignement de piste de catégorie I : ±10,5 m (35 ft) ou l'équivalent linéaire de 0,015 DDM, s'il est inférieur ;

b) radiophares d'alignement de piste de la catégorie II : ±7,5 m (25 ft) ;

c) radiophares d'alignement de piste de la catégorie III : ±3 m (10 ft).

3.1.3.6.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances II, l'alignement de piste moyen soit réglé et maintenu entre des limites correspondant à ±4,5 m (15 ft) d'écart par rapport à l'axe de piste au point de repère ILS.*

Note 1.— Il est prévu que les installations des catégories de performances II et III seront réglées et maintenues de manière telle que les limites spécifiées aux § 3.1.3.6.1 et 3.1.3.6.2 ne seront que très rarement atteintes. Il est prévu, en outre, que l'ensemble du système ILS au sol sera conçu et exploité avec une intégrité suffisante pour que ce but soit atteint.

Note 2.— Il est prévu que les nouvelles installations de catégorie de performances II satisferont aux dispositions du § 3.1.3.6.2.

Note 3.— Le supplément C contient au § 2.1.3 des éléments indicatifs sur la mesure de la position du radioalignement de piste, et au § 2.1.9 des éléments indicatifs sur la protection du radioalignement de piste.

3.1.3.7 *Sensibilité d'écart*

3.1.3.7.1 La sensibilité d'écart nominale à l'intérieur du demi-secteur d'alignement de piste sera l'équivalent de 0,00145 DDM/m (0,00044 DDM/ft) au point de repère ILS, mais pour les radiophares d'alignement de piste de catégorie I, la sensibilité d'écart sera réglée de manière à être aussi proche que possible de cette valeur lorsque la sensibilité nominale d'écart prescrite ne peut être respectée. Pour les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances I utilisés sur des pistes identifiées par les chiffres de code 1 et 2, la sensibilité d'écart nominale sera obtenue au point B de l'ILS. L'angle maximal du secteur d'alignement de piste ne sera pas supérieur à 6°.

Note.— Les codes 1 et 2 sont définis dans l'Annexe 14.

3.1.3.7.2 La sensibilité d'écart latérale sera réglée et maintenue dans les limites de plus ou moins :

a) 17 % de la valeur nominale pour les installations ILS de catégories de performances I et II ;

b) 10 % de la valeur nominale pour les installations ILS de catégorie de performances III.

3.1.3.7.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, dans le cas des installations ILS de catégorie de performances II, la sensibilité d'écart soit réglée et maintenue, lorsque cela est possible, entre des limites correspondant à ±10 % de la valeur nominale.*

Note 1.— Les chiffres donnés aux § 3.1.3.7.1, 3.1.3.7.2 et 3.1.3.7.3 sont fondés sur une largeur nominale de secteur de 210 m (700 ft) au point approprié, c'est-à-dire au point B de l'ILS sur les pistes de code 1 et 2 et au point de repère ILS sur les autres pistes.

Note 2.— Le supplément C, § 2.7, contient des éléments indicatifs sur l'alignement et la sensibilité d'écart des radiophares d'alignement de piste qui utilisent deux fréquences porteuses.

Note 3.— Le supplément C, § 2.9, contient des éléments indicatifs sur la mesure de la sensibilité d'écart du radiophare d'alignement de piste.

3.1.3.7.4 L'augmentation de la DDM en fonction de l'écart angulaire par rapport à l'alignement de piste avant (où la DDM est nulle) sera sensiblement linéaire jusqu'à une ouverture angulaire, de part et d'autre de l'alignement de piste avant, où la DDM est de 0,180. À partir de cet angle et jusqu'à ±10°, la DDM sera au moins égale à 0,180. À partir de ±10° et jusqu'à ±35°, la DDM sera au moins égale à 0,155. Si la couverture doit être assurée en dehors du secteur de ±35°, la DDM sera au moins égale à 0,155 dans la zone de couverture, à l'exception du secteur d'alignement arrière.

Note 1.— La linéarité de la variation de la DDM en fonction de l'écart angulaire est particulièrement importante au voisinage de l'alignement de piste.

Note 2.— La DDM donnée ci-dessus dans le secteur de 10° à 35° doit être considérée comme un besoin minimal en dessous duquel l'ILS ne peut pas être utilisé comme aide d'atterrissage. Lorsqu'elle est possible, une DDM d'une valeur supérieure, par exemple 0,180, présente l'avantage d'aider les aéronefs très rapides à exécuter leur interception sous un grand angle à des distances souhaitables du point de vue de l'exploitation à condition que les limites du § 3.1.3.5.3.6 sur le pourcentage de modulation soient respectées.

Note 3.— Chaque fois que c'est possible, le niveau d'interception du radiophare d'alignement de piste des systèmes automatiques de commande de vol doit être fixé à un niveau égal ou inférieur à 0,175 DDM afin d'éviter les faux alignements de piste.

3.1.3.8 *Radiotéléphonie*

3.1.3.8.1 Les radiophares d'alignement de piste des catégories de performances I et II peuvent être dotés d'un canal de communication radiotéléphonique dans le sens sol-air exploité simultanément avec les signaux de navigation et d'identification, à condition que l'exploitation de ce canal ne gêne en aucune façon la fonction principale du radiophare d'alignement de piste.

3.1.3.8.2 Les radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III ne seront pas dotés d'un tel canal, sauf si toutes les précautions ont été prises dans la conception et l'exploitation de l'installation afin de ne pas risquer de détériorer le guidage de navigation.

3.1.3.8.3 S'il est mis en œuvre, ce canal sera conforme aux normes ci-après.

3.1.3.8.3.1 Les communications auront lieu sur la ou les fréquences porteuses utilisées pour la fonction de radioalignement de piste et l'émission sera polarisée horizontalement. Si deux porteuses sont modulées en phonie, le déphasage des modulations sur les deux porteuses sera tel qu'il n'y aura pas de zones de silence dans les limites de la couverture du radioalignement de piste.

3.1.3.8.3.2 Le taux de modulation de crête de la porteuse ou des porteuses dû aux communications radiotéléphoniques ne dépassera pas 50 % mais sera réglé de façon que :

a) le rapport du taux de modulation de crête dû aux communications radiotéléphoniques au taux de modulation de crête dû au signal d'identification soit approximativement de 9 à 1 ;

b) la somme des composantes de modulation dues aux communications radiotéléphoniques, aux signaux de navigation et aux signaux d'identification ne dépasse pas 95 %.

3.1.3.8.3.3 La caractéristique basse fréquence du canal de communication radiotéléphonique dans la bande de 300 Hz à 3 000 Hz ne s'écartera pas de plus de 3 dB du niveau correspondant à 1 000 Hz.

3.1.3.9 *Identification*

3.1.3.9.1 Le radiophare d'alignement de piste émettra simultanément un signal d'identification, propre à la piste et à la direction d'approche, sur la fréquence porteuse ou les fréquences porteuses utilisées pour la fonction d'alignement de piste. La transmission du signal d'identification ne gênera en aucune façon l'accomplissement de la fonction de base de l'alignement de piste.

3.1.3.9.2 Le signal d'identification sera produit par la modulation en classe A2A de la fréquence porteuse ou des fréquences porteuses au moyen d'une tonalité de 1 020 Hz ±50 Hz. Le taux de modulation sera compris entre 5 et 15 % ; toutefois, si un canal de communication radiotéléphonique est utilisé, le taux de modulation sera réglé de façon que le rapport du taux de modulation de crête dû aux communications radiotéléphoniques au taux de modulation de crête dû au signal d'identification soit approximativement de 9 à 1 (voir le § 3.1.3.8.3.2). Les émissions du signal d'identification seront polarisées horizontalement. Si deux porteuses sont modulées par des signaux d'identification, les phases relatives des modulations seront telles qu'il n'y aura pas de zones de silence dans les limites de la couverture du radioalignement de piste.

3.1.3.9.3 Le signal d'identification sera émis en code morse international et sera composé de deux ou de trois lettres. Il pourra être précédé du signal du code morse international correspondant à la lettre I suivi d'une courte pause, lorsqu'il est nécessaire de distinguer l'installation ILS d'autres installations de navigation se trouvant dans le voisinage immédiat.

3.1.3.9.4 Le signal d'identification sera émis à l'aide de points et de traits à une vitesse correspondant à environ sept mots à la minute et sera répété, à des intervalles à peu près égaux, au moins six fois par minute tant que le radiophare d'alignement de piste est disponible pour l'exploitation. Lorsque le radiophare d'alignement de piste n'est pas disponible

pour l'exploitation, par exemple après la suppression des éléments de navigation, ou au cours des opérations d'entretien ou d'émissions de réglage, le signal d'identification sera interrompu. La durée des points sera de 0,1 à 0,160 s. La durée des traits sera normalement égale à trois fois celle des points. L'intervalle entre points et/ou traits sera égal à la durée d'un point ±10 %. L'intervalle entre lettres ne sera pas inférieur à la durée de trois points.

3.1.3.10 *Implantation*

Note.— Le supplément C fournit au § 2.1.9 des éléments indicatifs sur l'implantation des antennes du radiophare d'alignement de piste par rapport à la piste et aux voies de circulation.

3.1.3.10.1 Dans les installations de catégories de performances II et III, le réseau d'antennes du radiophare d'alignement de piste sera installé sur le prolongement de l'axe de la piste, et le radiophare sera réglé de façon que l'alignement de piste se trouve dans le plan vertical passant par l'axe de la piste desservie. La hauteur et l'emplacement de l'antenne seront compatibles avec les règles relatives au dégagement des obstacles.

3.1.3.10.2 Dans les installations de catégorie de performances I, le réseau d'antennes du radiophare d'alignement de piste sera installé et réglé comme il est indiqué au § 3.1.3.10.1, à moins que les caractéristiques du site n'obligent à décaler l'antenne par rapport à l'axe de la piste.

3.1.3.10.2.1 Le système d'alignement de piste décalé sera installé et réglé conformément aux dispositions relatives à l'ILS décalé spécifiées dans les *Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs* (PANS-OPS) (Doc 8168), volume II, et les normes sur le radiophare d'alignement de piste seront rapportées au point de seuil fictif correspondant.

3.1.3.11 *Contrôle*

3.1.3.11.1 Le dispositif de contrôle automatique donnera un avertissement aux points de contrôle désignés et provoquera l'une des opérations ci-après, dans l'espace de temps spécifié au § 3.1.3.11.3.1, si l'une quelconque des conditions indiquées au § 3.1.3.11.2 persiste :

a) cessation du rayonnement ;

b) suppression des éléments de navigation et d'identification sur la porteuse.

3.1.3.11.2 Les conditions exigeant le déclenchement d'interventions de contrôle seront les suivantes :

a) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances I, décalage de l'alignement de piste moyen, par rapport à l'axe de la piste, au point de repère ILS, dépassant 10,5 m (35 ft) ou l'équivalent linéaire de 0,015 DDM, s'il est inférieur ;

b) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances II, un décalage de l'alignement de piste moyen, par rapport à l'axe de la piste, de plus de 7,5 m (25 ft) au point de repère ILS ;

c) dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III, un décalage de l'alignement de piste moyen, par rapport à l'axe de la piste, de plus de 6 m (20 ft) au point de repère ILS ;

d) dans le cas des radiophares d'alignement de piste dont les fonctions fondamentales sont assurées au moyen d'un système à une seule fréquence, une baisse de la puissance émise jusqu'à un niveau tel que l'une quelconque des conditions spécifiées aux § 3.1.3.3, 3.1.3.4 ou 3.1.3.5 n'est plus remplie ou jusqu'à un niveau inférieur à 50 % du niveau normal (selon ce qui est atteint en premier) ;

e) dans le cas des radiophares d'alignement de piste dont les fonctions fondamentales sont assurées au moyen d'un système à deux fréquences, une baisse de la puissance émise pour l'une ou l'autre porteuse à moins de 80 % de la puissance normale ; toutefois, une baisse pouvant aller jusqu'à une valeur comprise entre 80 et 50 % de la normale, peut être admise à condition que le radiophare continue de remplir les conditions spécifiées aux § 3.1.3.3, 3.1.3.4 et 3.1.3.5 ;

Note.— Il importe de reconnaître qu'une situation dangereuse peut être créée à la suite d'un changement de fréquence ayant pour effet l'annulation de la différence de fréquence spécifiée au § 3.1.3.2.1. Ce problème est encore plus important pour l'exploitation dans le cas des installations de catégories de performances II et III. Il est possible de résoudre ce problème selon les besoins au moyen de mesures spéciales de contrôle ou de circuits de haute fiabilité.

f) variation de la sensibilité d'écart de plus de 17 % par rapport à la valeur nominale définie pour le radiophare en question.

Note.— Pour le choix de la valeur de la réduction de puissance à utiliser aux fins de contrôle dont il est question au § 3.1.3.11.2, alinéa e), il convient d'accorder une attention particulière à la structure des lobes verticaux et horizontaux (lobes verticaux dus à des hauteurs d'antenne différentes) de l'ensemble du système rayonnant lorsque deux porteuses sont utilisées. De grandes variations dans le rapport des puissances entre les porteuses peuvent se traduire par des zones à faible marge de protection et de faux alignements dans les zones latérales jusqu'aux limites de la couverture verticale spécifiées au § 3.1.3.3.1.

3.1.3.11.2.1 **Recommandation.—** *Dans le cas des radiophares d'alignement de piste dont les fonctions de base sont assurées par un système à deux fréquences, il est recommandé que le moniteur intervienne notamment lorsque la DDM tombe à moins de 0,155 dans les limites de couverture prescrites au-delà de ±10° de l'alignement de piste avant, sauf dans le secteur d'alignement de piste arrière.*

3.1.3.11.3 La période totale de rayonnement, y compris la ou les périodes de rayonnement nul, en dehors des limites de performances spécifiées aux alinéas a), b), c), d), e) et f) du § 3.1.3.11.2 sera aussi brève que possible, compte tenu de la nécessité d'éviter des interruptions du service de navigation assuré par le radiophare d'alignement de piste.

3.1.3.11.3.1 La période totale dont il est question au § 3.1.3.11.3 ne dépassera en aucun cas :

10 s dans le cas des radiophares des installations de catégorie de performances I ;

5 s dans le cas des radiophares des installations de catégorie de performances II ;

2 s dans le cas des radiophares des installations de catégorie de performances III.

Note 1.— Les durées totales prescrites constituent des limites qui ne doivent jamais être dépassées et visent à protéger l'aéronef, au cours des phases finales de l'approche, contre des périodes prolongées ou répétées de guidage d'alignement de piste en dehors des limites de contrôle. Pour cette raison, elles comprennent non seulement la période initiale de fonctionnement en dehors des tolérances, mais aussi le total d'une période ou de toutes les périodes de rayonnement en dehors des tolérances, y compris la ou les périodes de rayonnement nul et le temps nécessaire à la suppression des éléments de navigation et d'identification sur la porteuse, qui pourraient se produire pendant un essai de rétablissement du service, par exemple, au cours du fonctionnement ultérieur du dispositif de contrôle et du ou des transferts consécutifs à d'autres radiophares d'alignement de piste ou à leurs éléments.

Note 2.— Du point de vue opérationnel, ces dispositions ont pour but d'assurer qu'aucun signal de guidage ne soit rayonné en dehors des limites de contrôle après l'expiration des périodes indiquées et qu'aucun autre essai de rétablissement du service ne soit tenté avant que ne se soit écoulée une période de l'ordre de 20 s.

3.1.3.11.3.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, lorsque cela est possible, la période totale prévue au § 3.1.3.11.3.1 soit réduite de manière à ne pas dépasser 2 s dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performance*s *II et 1 s dans le cas des radiophares d'alignement de piste des installations de catégorie de performances III.*

3.1.3.11.4 Il sera tenu compte, dans la conception et le fonctionnement du dispositif de contrôle, de la nécessité de supprimer le guidage de navigation et l'identification et de déclencher un dispositif avertisseur aux endroits de commande à distance désignés en cas de panne du dispositif de contrôle.

Note.— Le supplément C, § 2.1.7, contient des éléments indicatifs sur la conception et le fonctionnement des dispositifs de contrôle.

3.1.3.12 *Niveaux et besoins d'intégrité et de continuité du service*

3.1.3.12.1 Un niveau d'intégrité et de continuité de service sera attribué aux radiophares d'alignement de piste comme il est indiqué aux § 3.1.3.12.2 à 3.1.3.12.5.

Note.— Les niveaux servent à fournir l'information nécessaire à la détermination de la catégorie d'exploitation et des minimums connexes, qui dépendent des installations de catégorie de performances, du niveau d'intégrité et de continuité de service (distinct) et d'un certain nombre de facteurs opérationnels (qualification de l'aéronef et de l'équipage, conditions météorologiques et caractéristiques de la piste, par exemple). Dans le cas d'un radiophare d'alignement de piste qui ne présente pas le niveau requis d'intégrité et de continuité de service, une certaine utilisation opérationnelle est encore possible, comme il est indiqué dans le Manuel d'exploitation tous temps *(Doc 9365), appendice C, classification et déclassement des installations ILS. De même, dans le cas d'un radiophare d'alignement de piste qui dépasse le niveau minimal d'intégrité et de continuité de service, des opérations plus exigeantes sont peut-être possibles.*

3.1.3.12.2 Le niveau 1 sera attribué à un radiophare d'alignement de piste si :

a) l'intégrité du radiophare d'alignement de piste ou la continuité de service, ou les deux, ne sont pas démontrées ; ou

b) l'intégrité du radiophare d'alignement de piste et la continuité de service sont toutes deux démontrées, mais au moins l'une des deux ne satisfait pas les exigences du niveau 2.

3.1.3.12.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage ne soit pas inférieure à* $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ *pour tout atterrissage dans le cas de radiophares d'alignement de piste de niveau I.*

3.1.3.12.2.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse* $1 - 4 \times 10^{-6}$ *dans toute période de 15 secondes dans le cas des radiophares d'alignement de piste de niveau I (équivalant à 1 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).*

Note.— Un radiophare d'alignement de piste conforme aux Pratiques recommandées 3.1.3.12.2.1 et 3.1.3.12.2.2 est aussi conforme à la norme 3.1.3.12.3 (catégorie de performances 2) et doit par conséquent être identifié comme étant de niveau 2 .

3.1.3.12.2.3 **Recommandation.—** *Si la valeur d'intégrité d'un radiophare d'alignement de piste de niveau I ne peut pas être atteinte ou ne peut pas être calculée facilement, il est recommandé de procéder à une analyse détaillée pour s'assurer de la sûreté intrinsèque du moniteur.*

3.1.3.12.3 Le niveau 2 sera attribué à un radiophare d'alignement de piste si :

a) la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage n'est pas inférieure à $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ pour tout atterrissage ;

b) la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes (équivalant à 1 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).

3.1.3.12.4 Le niveau 3 sera attribué à un radiophare d'alignement de piste si :

a) la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage n'est pas inférieure à $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pour tout atterrissage ;

b) la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes (équivalant à 2 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).

3.1.3.12.5 Le niveau 4 sera attribué à un radiophare d'alignement de piste si :

a) la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage n'est pas inférieure à $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pour tout atterrissage ;

b) la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 30 secondes (équivalant à 4 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).

Note.— Le supplément C, § 2.8, contient des éléments indicatifs sur des façons de réaliser l'intégrité et la continuité du service.

3.1.4 Caractéristiques d'immunité des récepteurs d'alignement de piste ILS à l'égard du brouillage

3.1.4.1 Le système récepteur du radiophare d'alignement de piste ILS assurera une immunité suffisante à l'égard du brouillage causé par les produits d'intermodulation du troisième ordre émanant de deux signaux FM VHF dont les niveaux correspondent aux équations suivantes :

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

pour les signaux de radiodiffusion FM VHF dans la gamme de fréquences 107,7 – 108,0 MHz, et

$$2N_1 + N_2 + 3\left(24 - 20\log\frac{\Delta f}{0{,}4}\right) \leq 0$$

pour les signaux de radiodiffusion FM VHF sur les fréquences inférieures à 107,7 MHz,

dans lesquelles les fréquences des deux signaux de radiodiffusion FM VHF donnent naissance, dans le récepteur, à un produit d'intermodulation du troisième ordre sur la fréquence désirée du radiophare d'alignement de piste ILS.

N_1 et N_2 sont les niveaux (dBm) des deux signaux FM VHF à l'entrée du récepteur d'alignement de piste ILS. Aucun de ces niveaux n'excédera les critères de désensibilisation spécifiés au § 3.1.4.2.

$\Delta f = 108{,}1 - f_1$, f_1 étant la fréquence de N_1, signal FM VHF le plus proche de 108,1 MHz.

3.1.4.2 Le système récepteur du radiophare d'alignement de piste ILS ne sera pas désensibilisé par les signaux de radiodiffusion FM VHF dont les niveaux correspondent au tableau suivant :

Fréquence (MHz)	*Niveau maximal du signal brouilleur à l'entrée du récepteur (dBm)*
88 – 102	+15
104	+10
106	+5
107,9	–10

Note 1.— La relation est linéaire entre les points adjacents désignés par les fréquences ci-dessus.

Note 2.— Le supplément C, § 2.2.2, contient des éléments indicatifs relatifs aux critères d'immunité à utiliser pour les caractéristiques mentionnées aux § 3.1.4.1 et 3.1.4.2.

3.1.5 Radiophare d'alignement de descente UHF et dispositif de contrôle correspondant

Note.— θ désigne ici la valeur nominale de l'angle de l'alignement de descente.

3.1.5.1 *Généralités*

3.1.5.1.1 Le réseau d'antennes du radiophare d'alignement de descente UHF produira un diagramme de rayonnement double, dû à une modulation en amplitude de 90 Hz et à une modulation en amplitude de 150 Hz. Le diagramme de rayonnement sera disposé de façon à créer un alignement de descente rectiligne dans le plan vertical passant par l'axe de la piste, la modulation à 150 Hz de la porteuse prédominant au-dessous de l'alignement de descente et la modulation à 90 Hz prédominant au-dessus de l'alignement de descente au moins jusqu'à un angle égal à 1,75 θ.

3.1.5.1.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'angle de l'alignement de descente ILS soit de 3°. Il est recommandé de ne pas adopter un angle supérieur à 3° pour l'alignement de descente ILS, à moins qu'il soit impossible de satisfaire d'une autre façon les critères de franchissement d'obstacles.*

3.1.5.1.2.1 L'angle de l'alignement de descente sera réglé et maintenu dans les limites de :

a) 0,075 θ à partir de θ pour les alignements de descente des installations ILS de catégories de performances I et II ;

b) 0,04 θ à partir de θ pour les alignements de descente des installations ILS de catégorie de performances III.

Note 1.— Le supplément C, § 2.4, contient des éléments indicatifs sur le réglage et le maintien de l'angle de l'alignement de descente.

Note 2.— Le supplément C, § 2.4, et la figure C-5 fournissent des éléments indicatifs sur la courbure, l'alignement et l'implantation de l'alignement de descente ILS en ce qui concerne le choix de la hauteur du point de repère ILS.

Note 3.— Le supplément C fournit au § 2.1.9 des éléments indicatifs concernant la protection de la structure de l'alignement de descente ILS.

3.1.5.1.3 Le prolongement rectiligne, vers le bas, de l'alignement de descente ILS passera par le point de repère ILS à une hauteur assurant un guidage sûr au-dessus des obstacles ainsi que l'utilisation sûre et efficace de la piste desservie.

3.1.5.1.4 La hauteur du point de repère ILS sera de 15 m (50 ft) pour les installations ILS de catégories de performances II et III. Une tolérance de +3 m (10 ft) est autorisée.

3.1.5.1.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la hauteur du point de repère ILS soit de 15 m (50 ft) pour les installations ILS de catégorie de performances I. Une tolérance de +3 m (10 ft) est autorisée.*

Note 1.— Pour déterminer les hauteurs précitées du point de repère ILS, on s'est fondé sur une distance verticale maximale de 5,8 m (19 ft) entre la trajectoire de l'antenne d'alignement de descente de l'aéronef et la trajectoire du bas des roues, à hauteur du seuil. Dans le cas des aéronefs pour lesquels ce critère est insuffisant, il peut être nécessaire de prendre des dispositions afin de maintenir une marge de franchissement suffisante à hauteur du seuil ou d'adapter les minimums d'exploitation autorisés.

Note 2.— Des éléments indicatifs appropriés figurent au supplément C, § 2.4.

3.1.5.1.6 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la hauteur du point de repère ILS soit de 12 m (40 ft) pour les installations ILS de catégorie de performances I utilisées sur les pistes courtes avec approche de précision identifiées par les chiffres de code 1 et 2. Une tolérance de +6 m (20 ft) est autorisée.*

3.1.5.2 *Fréquence radio*

3.1.5.2.1 Le radiophare d'alignement de descente fonctionnera dans la bande 328,6 – 335,4 MHz. Si une seule porteuse est utilisée, la tolérance de fréquence ne dépassera pas ±0,005 %. Si des systèmes d'alignement de descente à deux porteuses sont utilisés, la tolérance de fréquence ne dépassera pas ±0,002 % et la bande nominale occupée par les porteuses sera symétrique par rapport à la fréquence assignée. Toutes les tolérances étant appliquées, l'espacement de fréquence entre les porteuses sera de 4 kHz au moins et de 32 kHz au maximum.

3.1.5.2.2 L'émission du radiophare d'alignement de descente sera polarisée horizontalement.

3.1.5.2.3 Dans le cas des installations ILS de catégorie de performances III, les signaux provenant de l'émetteur ne contiendront aucun élément susceptible de causer des fluctuations apparentes de l'alignement de descente de plus de 0,02 DDM, de crête à crête, dans la bande de fréquences 0,01 Hz – 10 Hz.

3.1.5.3 *Couverture*

3.1.5.3.1 Le radiophare d'alignement de descente émettra des signaux tels qu'une installation de bord typique puisse fonctionner de manière satisfaisante dans des secteurs de 8° en azimut, de part et d'autre de l'alignement de descente ILS, jusqu'à une distance d'au moins 18,5 km (10 NM) et entre des angles de site au-dessus de l'horizontale de 1,75 θ vers le haut et de 0,45 θ vers le bas, ou jusqu'au site le plus bas, jusqu'à concurrence de 0,30 θ, qui sera nécessaire pour protéger la procédure promulguée pour l'interception de l'alignement de descente.

3.1.5.3.2 Afin d'assurer la couverture spécifiée au § 3.1.5.3.1, l'intensité de champ minimale dans ce secteur de couverture sera de 400 μV/m (–95 dBW/m^2). Pour les radiophares d'alignement de descente des installations de catégorie de performances I, la hauteur minimale jusqu'à laquelle cette intensité de champ sera fournie sera de 30 m (100 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le seuil. Pour les radiophares d'alignement de descente des installations de catégories de performances II et III, la hauteur minimale jusqu'à laquelle cette intensité de champ sera fournie sera de 15 m (50 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le seuil.

Note 1.— Les dispositions du paragraphe précédent supposent que l'aéronef se dirige sur le radiophare.

Note 2.— Le supplément C, § 2.2, contient des éléments indicatifs sur les paramètres importants des récepteurs de bord.

Note 3.— Le supplément C, § 2.4, contient des éléments indicatifs sur la réduction de la couverture au-delà de 8° de part et d'autre de l'axe de l'alignement de descente ILS.

3.1.5.4 *Structure de l'alignement de descente ILS*

3.1.5.4.1 Dans le cas des installations ILS de catégorie de performances I, l'amplitude des coudes de l'alignement de descente ne dépassera pas les valeurs spécifiées ci-dessous :

Zone	*Amplitude (DDM) (Probabilité de 95 %)*
De la limite extérieure de couverture jusqu'au point C de l'ILS	0,035

3.1.5.4.2 Dans le cas des installations ILS de catégories de performances II et III, l'amplitude des coudes de l'alignement de descente ne dépassera pas les valeurs spécifiées ci-dessous :

Zone	*Amplitude (DDM) (Probabilité de 95 %)*
De la limite extérieure de couverture jusqu'au point A de l'ILS	0,035
Du point A de l'ILS au point B de l'ILS	0,035 au point A de l'ILS et diminuant, de façon linéaire, jusqu'à 0,023 au point B de l'ILS
Du point B de l'ILS jusqu'au point de repère de l'ILS	0,023

Note 1.— Les amplitudes dont il est question aux § 3.1.5.4.1 et 3.1.5.4.2 sont celles des DDM dues aux coudes telles qu'elles sont sur l'alignement de descente ILS moyen lorsque le radiophare est réglé correctement.

Note 2.— Dans les parties de l'approche où la courbure de l'alignement de descente ILS est appréciable, les amplitudes des coudes sont calculées par rapport à la trajectoire curviligne moyenne et non par rapport à la ligne droite prolongée vers le bas.

Note 3.— Le supplément C, § 2.1.4, contient des éléments indicatifs sur la structure de l'alignement de descente ILS. Au § 2.1.9, il fournit des éléments indicatifs concernant la protection de cette structure.

3.1.5.5 *Modulation de la porteuse*

3.1.5.5.1 Le taux nominal de modulation de la porteuse, pour chacune des modulations à 90 Hz et à 150 Hz sur l'alignement de descente ILS, sera de 40 %. Le taux de modulation restera compris dans les limites de 37,5 % et de 42,5 %.

3.1.5.5.2 Les tolérances suivantes seront observées pour les fréquences de modulation :

a) les fréquences de modulation seront de 90 Hz et 150 Hz, ±2,5 % dans le cas des installations ILS de catégorie de performances I ;

b) les fréquences de modulation seront de 90 Hz et 150 Hz, ±1,5 % dans le cas des installations ILS de catégorie I de performances II ;

c) les fréquences de modulation seront de 90 Hz et 150 Hz, ±1 % dans le cas des installations ILS de catégorie de performances III ;

d) l'ensemble des harmoniques de la modulation à 90 Hz ne sera pas supérieur à 10 % ; de plus, dans le cas des installations de catégorie de performances III, la deuxième harmonique de la modulation à 90 Hz ne sera pas supérieure à 5 % ;

e) l'ensemble des harmoniques de la modulation à 150 Hz ne sera pas supérieur à 10 %.

3.1.5.5.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, dans le cas des installations ILS de catégorie de performances I, les fréquences de modulation soient de 90 Hz et 150 Hz, ±1,5 % lorsque cela est possible.*

3.1.5.5.2.2 Dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations de catégorie de performances III, le taux de modulation en amplitude de la porteuse à la fréquence d'alimentation ou de ses harmoniques, ou à celles d'autres fréquences nuisibles, ne sera pas supérieur à 1 %.

3.1.5.5.3 Les modulations seront liées en phase de sorte que l'intérieur du demi-secteur d'alignement de descente ILS, les signaux démodulés de 90 Hz et 150 Hz passent par zéro, dans la même direction :

a) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS des catégories de performances I et II : à 20° près,

b) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances III : à 10° près,

par rapport à la composante à 150 Hz, à chaque demi-période du signal combiné à 90 Hz et 150 Hz.

Note 1.— Cette définition de la relation de phase n'implique pas que la mesure de la phase doive être faite à l'intérieur du demi-secteur d'alignement de descente ILS.

Note 2.— La figure C-6 du supplément C donne des éléments indicatifs au sujet de ces dispositions.

3.1.5.5.3.1 Dans le cas des radiophares d'alignement de descente à deux fréquences, les dispositions du § 3.1.5.5.3 s'appliqueront à chacune des porteuses. En outre, la fréquence de modulation à 90 Hz de l'une des porteuses sera liée en phase à la fréquence de modulation à 90 Hz de l'autre porteuse de sorte que les signaux démodulés passent par zéro, dans la même direction :

a) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégories de performances I et II : à 20° près,

b) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances III : à 10° près,

par rapport à la composante à 90 Hz. De la même manière, les modulations à 150 Hz des deux porteuses seront liées en phase de sorte que les signaux démodulés passent par zéro, dans la même direction :

1) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégories de performances I et II : à 20° près,

2) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances III : à 10° près,

par rapport à la composante à 150 Hz.

3.1.5.5.3.2 L'emploi d'autres radiophares d'alignement de descente à deux fréquences pour lesquels la mise en phase des signaux acoustiques est différente des conditions normales de concordance de phase décrites au § 3.1.5.5.3.1 sera autorisé.

Dans de tels systèmes, la mise en phase des signaux à 90 Hz et celle des signaux à 150 Hz seront réglées à leurs valeurs nominales entre les limites correspondant aux limites indiquées au § 3.1.5.5.3.1.

Note.— Ces dispositions ont pour but d'assurer le fonctionnement correct du récepteur de bord dans le secteur de l'alignement de descente où les intensités de signal des deux porteuses sont à peu près les mêmes.

3.1.5.5.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la modulation de fréquence et de phase non désirée sur les porteuses radioélectriques de l'alignement de descente ILS qui peut affecter les valeurs DDM affichées dans les récepteurs d'alignement de descente soit réduite au minimum dans la mesure du possible.*

Note.— Le supplément C, § 2.15, contient des éléments indicatifs appropriés.

3.1.5.6 *Sensibilité d'écart*

3.1.5.6.1 Dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances I, la sensibilité nominale d'écart angulaire correspondra à une DDM de 0,0875 pour des écarts angulaires compris entre 0,07 θ et 0,14 θ au-dessus et au-dessous de l'alignement de descente.

Note.— Les dispositions ci-dessus ne visent pas à empêcher l'utilisation de radiophares d'alignement de descente dont les secteurs supérieur et inférieur sont du fait de leur principe asymétriques.

3.1.5.6.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances I, la sensibilité nominale d'écart angulaire corresponde à une DDM de 0,0875 pour un écart angulaire de 0,12 θ au-dessous de l'alignement de descente avec une tolérance de ±0,02 θ. Les secteurs supérieur et inférieur devraient être aussi symétriques que possible, à l'intérieur des limites spécifiées au § 3.1.5.6.1.*

3.1.5.6.3 Dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances II, la sensibilité d'écart angulaire sera aussi symétrique que possible. La sensibilité nominale d'écart angulaire correspondra à une DDM de 0,0875 pour un écart angulaire de :

a) 0,12 θ au-dessous de l'alignement de descente, avec une tolérance de ±0,02 θ ;

b) 0,12 θ au-dessus de l'alignement de descente, avec une tolérance de +0,02 θ et –0,05 θ.

3.1.5.6.4 Dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances III, la sensibilité nominale d'écart angulaire correspondra à une DDM de 0,0875 pour des écarts angulaires de 0,12 θ au-dessus et au-dessous de l'alignement de descente, avec une tolérance de ±0,02 θ.

3.1.5.6.5 La DDM au-dessous de l'alignement de descente ILS augmentera régulièrement au fur et à mesure que diminuera l'angle de site jusqu'à ce qu'elle atteigne une valeur de 0,22. Cette valeur sera réalisée avec un angle de site d'au moins 0,30 θ au-dessus de l'horizontale. Toutefois, si cette valeur est atteinte avec un angle de site dépassant 0,45 θ la valeur de la DDM ne descendra pas au-dessous de 0,22, au moins jusqu'à un angle de site de 0,45 θ ou jusqu'au site le plus bas, jusqu'à concurrence de 0,30 θ, qui sera nécessaire pour protéger la procédure promulguée pour l'interception de l'alignement de descente.

Note.— Les limites de réglage du radioalignement de descente sont représentées schématiquement sur la figure C-11 du supplément C.

3.1.5.6.6 La sensibilité d'écart angulaire du radiophare d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances I sera réglée et maintenue à la valeur nominale choisie ±25 %.

3.1.5.6.7 La sensibilité d'écart angulaire du radiophare d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances II sera réglée et maintenue à la valeur nominale choisie ±20 %.

3.1.5.6.8 La sensibilité d'écart angulaire du radiophare d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances III sera réglée et maintenue à la valeur nominale choisie ±15 %.

3.1.5.7 *Contrôle*

3.1.5.7.1 Le dispositif de contrôle automatique transmettra un avertissement au point de contrôle à distance et interrompra les émissions dans les délais spécifiés au § 3.1.5.7.3.1 si l'une quelconque des conditions suivantes persiste :

a) dérive de l'angle moyen de l'alignement de descente ILS supérieure à une valeur comprise entre –0,075 θ et +0,10 θ par rapport à θ ;

b) dans le cas des radiophares d'alignement de descente ILS dont les fonctions fondamentales sont assurées au moyen d'un système à une seule fréquence, une baisse de la puissance émise à moins de 50 % de la normale, à condition que le radiophare continue de remplir les conditions spécifiées aux § 3.1.5.3, 3.1.5.4 et 3.1.5.5 ;

c) dans le cas des radiophares d'alignement de descente ILS dont les fonctions fondamentales sont assurées au moyen d'un système à deux fréquences, une baisse de la puissance émise pour l'une ou l'autre porteuse à moins de 80 % de la normale ; toutefois, une baisse pouvant aller jusqu'à une valeur comprise entre 80 et 50 % de la normale peut être admise, à condition que le radiophare continue de remplir les conditions spécifiées aux § 3.1.5.3, 3.1.5.4 et 3.1.5.5 ;

Note.— Il importe de reconnaître qu'une situation dangereuse peut être créée à la suite d'un changement de fréquence ayant pour effet l'annulation de la différence de fréquence spécifiée au § 3.1.5.2.1. Ce problème est encore plus important pour l'exploitation dans le cas des installations de catégories de performances II et III. Il est possible de résoudre ce problème selon les besoins au moyen de mesures spéciales de contrôle ou de circuits de haute fiabilité.

d) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances I, une variation de l'angle compris entre l'alignement de descente et la ligne située au-dessous de l'alignement de descente (où prédomine la modulation à 150 Hz) le long de laquelle la DDM est égale à 0,0875, supérieure à la plus grande des deux valeurs suivantes :

1) ±0,0375 θ ; ou

2) un angle équivalent à une variation de la sensibilité d'écart de 25 % par rapport à la valeur nominale ;

e) dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégories de performances II et III, une variation de la sensibilité d'écart angulaire atteignant une valeur éloignée de plus de 25 % de la valeur nominale ;

f) diminution de l'angle de la ligne située au-dessous de l'alignement de descente ILS le long de laquelle la DDM est égale à 0,0875 jusqu'à une valeur inférieure à 0,7475 θ par rapport à l'horizontale ;

g) réduction de la DDM à moins de 0,175 à l'intérieur de la couverture spécifiée au-dessous du secteur d'alignement de descente.

Note 1.— La valeur de 0,7475 θ par rapport à l'horizontale est destinée à assurer une marge de franchissement d'obstacles suffisante. Cette valeur a été calculée à partir d'autres paramètres associés aux spécifications du radioalignement de descente et du détecteur. Comme il ne s'agit pas d'obtenir une précision de mesure à quatre décimales près, on pourra utiliser à cet égard la valeur de 0,75 θ comme limite du détecteur. Des indications sur les critères de franchissement d'obstacles figurent dans les Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs *(PANS-OPS) (Doc 8168).*

Note 2.— Les alinéas f) et g) n'ont pas pour objet d'imposer la nécessité d'un dispositif de contrôle distinct pour assurer une protection contre les variations des limites inférieures du demi-secteur qui l'amèneraient à moins de 0,7475 θ de l'horizontale.

Note 3.— Pour les radiophares d'alignement de descente dont la sensibilité nominale d'écart angulaire choisie correspond à un angle au-dessous de l'alignement de descente ILS situé aux limites ou près des limites maximales spécifiées au § 3.1.5.6, il peut être nécessaire d'ajuster les limites de fonctionnement du dispositif de contrôle pour assurer une protection entre les écarts de demi-secteur au-dessous de 0,7475 θ par rapport à l'horizontale.

Note 4.— Des éléments indicatifs relatifs au contrôle exigé aux termes de l'alinéa g) figurent au supplément C, § 2.4.11.

3.1.5.7.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé d'assurer le contrôle des caractéristiques de l'alignement de descente ILS en fonction de tolérances moindres dans les cas où la procédure normale entraînerait des inconvénients pour l'exploitation.*

3.1.5.7.3 La période totale de rayonnement, y compris la ou les périodes de rayonnement nul, en dehors des limites de performances spécifiées au § 3.1.5.7.1 sera aussi brève que possible, compte tenu de la nécessité d'éviter toute interruption du fonctionnement du radiophare d'alignement de descente ILS.

3.1.5.7.3.1 La période totale dont il est question au § 3.1.5.7.3 ne dépassera en aucun cas :

6 s dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégorie de performances I ;

2 s dans le cas des radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégories de performances II et III.

Note 1.— Les périodes totales spécifiées sont des limites à ne jamais dépasser et sont destinées à protéger les aéronefs dans les phases finales de l'approche, contre des périodes prolongées ou répétées de guidage d'alignement de descente ILS en dehors des limites de contrôle. Pour cette raison, elles comprennent non seulement la période initiale de fonctionnement en dehors des tolérances, mais aussi le total d'une période ou de toutes les périodes de rayonnement en dehors des tolérances, y compris la ou les périodes de rayonnement nul, qui pourraient se produire pendant un essai de rétablissement du service, par exemple, au cours du fonctionnement ultérieur du dispositif de contrôle et du ou des transfert(s) consécutif(s) à un autre (à d'autres) radiophare(s) d'alignement de descente ou à ses (leurs) éléments.

Note 2.— Du point de vue opérationnel, ces dispositions ont pour but d'assurer qu'aucun signal de guidage ne soit rayonné en dehors des limites de contrôle après l'expiration des périodes indiquées et qu'aucun autre essai de rétablissement du service ne soit tenté avant que ne se soit écoulée une période de l'ordre de 20 s.

3.1.5.7.3.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, lorsque cela est réalisable, la durée totale de la période prévue au § 3.1.5.7.3.1 pour les radiophares d'alignement de descente des installations ILS de catégories de performances II et III ne dépasse pas 1 s.*

3.1.5.7.4 La conception et l'utilisation du dispositif de contrôle devront tenir compte de la spécification selon laquelle le rayonnement doit cesser et un avertissement être fourni aux points de contrôle désignés en cas de panne du dispositif de contrôle lui-même.

Note.— Le supplément C, § 2.1.7, contient des éléments indicatifs au sujet de la conception et du fonctionnement des dispositifs de contrôle.

3.1.5.8 *Niveaux et besoins d'intégrité et de continuité du service*

3.1.5.8.1 Un niveau d'intégrité et de continuité du service sera attribué aux radiophares d'alignement de descente comme il est indiqué aux § 3.1.5.8.2 à 3.1.5.8.4.

Note.— Les niveaux servent à fournir l'information nécessaire à la détermination de la catégorie d'exploitation et des minimums connexes, qui dépendent de la catégorie de performances de l'installation, du niveau d'intégrité et de continuité du service (distinct) et d'un certain nombre de facteurs opérationnels (qualification de l'aéronef et de l'équipage, conditions météorologiques et caractéristiques de la piste, par exemple). Dans le cas d'un radiophare d'alignement de descente qui ne présente pas le niveau requis d'intégrité et de continuité du service, une certaine utilisation opérationnelle est encore possible, comme il est indiqué dans le Manuel d'exploitation tous temps *(Doc 9365), appendice C, Classification et déclassement des installations ILS. De même, dans le cas d'un radiophare d'alignement de descente qui dépasse le niveau minimal d'intégrité et de continuité du service, des opérations plus exigeantes sont peut-être possibles.*

3.1.5.8.2 Le niveau 1 sera attribué à un radiophare d'alignement de descente si :

a) l'intégrité du radiophare d'alignement de descente ou la continuité de service, ou les deux, ne sont pas démontrées ; ou

b) l'intégrité du radiophare d'alignement de descente et la continuité de service sont toutes deux démontrées, mais au moins l'une des deux ne satisfait pas aux exigences du niveau 2.

3.1.5.8.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage ne soit pas inférieure à $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ pour tout atterrissage pour les radiophares d'alignement de descente de niveau I.*

3.1.5.8.2.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes dans le cas des radiophares d'alignement de descente de niveau I (équivalant à 1 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).*

Note.— Un radiophare d'alignement de descente conforme aux Pratiques recommandées 3.1.5.8.2.1 et 3.1.5.8.2.2 est aussi conforme à la norme 3.1.5.8.3 (niveau de performance 2) et doit, par conséquent, être identifié comme étant de niveau 2.

3.1.5.8.2.3 **Recommandation.—** *Si la valeur d'intégrité d'un radiophare d'alignement de descente de niveau I ne peut pas être atteinte ou ne peut pas être calculée facilement, il est recommandé de procéder à une analyse détaillée pour s'assurer de la sûreté intrinsèque du moniteur.*

3.1.5.8.3 Le niveau 2 sera attribué à un radiophare d'alignement de descente si :

a) la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage n'est pas inférieure à $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ pour tout atterrissage ;

b) la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes (équivalant à 1 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).

3.1.5.8.4 Le niveau 3 ou 4 sera attribué à un radiophare d'alignement de descente si :

a) la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage n'est pas inférieure à $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pour tout atterrissage ;

b) la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes (équivalant à 2 000 heures de moyenne des temps entre interruptions du service).

Note 1.— Les exigences concernant les radiophares d'alignement de descente sont les mêmes pour les niveaux 3 et 4. L'indication des niveaux d'intégrité et de continuité du service des radiophares d'alignement de descente devrait correspondre à celle des radiophares d'alignement de piste (c.-à-d. le niveau 4 est attribué au radiophare d'alignement de descente si le radiophare d'alignement de piste répond aux exigences du niveau 4).

Note 2.— Le supplément C, § 2.8, contient des éléments indicatifs sur des façons de réaliser l'intégrité et la continuité du service.

3.1.6 Appariement des fréquences de radiophares d'alignement de piste et de radiophares d'alignement de descente

3.1.6.1 Les fréquences d'émission des radiophares d'alignement de piste et des radiophares d'alignement de descente des systèmes d'atterrissage aux instruments seront choisies par paires dans la liste suivante conformément aux dispositions du volume V, chapitre 4, § 4.2 :

Radiophare d'alignement de piste (MHz)	*Radiophare d'alignement de descente (MHz)*	*Radiophare d'alignement de piste (MHz)*	*Radiophare d'alignement de descente (MHz)*
108,1	334,7	110,1	334,4
108,15	334,55	110,15	334,25
108,3	334,1	110,3	335,0
108,35	333,95	110,35	334,85
108,5	329,9	110,5	329,6
108,55	329,75	110,55	329,45
108,7	330,5	110,7	330,2
108,75	330,35	110,75	330,05
108,9	329,3	110,9	330,8
108,95	329,15	110,95	330,65
109,1	331,4	111,1	331,7
109,15	331,25	111,15	331,55
109,3	332,0	111,3	332,3
109,35	331,85	111,35	332,15
109,5	332,6	111,5	332,9
109,55	332,45	111,55	332,75
109,7	333,2	111,7	333,5
109,75	333,05	111,75	333,35
109,9	333,8	111,9	331,1
109,95	333,65	111,95	330,95

3.1.6.1.1 Dans les régions où les besoins en fréquences d'émission des radiophares d'alignement de piste et des radiophares d'alignement de descente des systèmes d'atterrissage aux instruments n'exigent pas plus de 20 paires de fréquences, ces fréquences seront choisies, dans l'ordre de priorité indiquée, parmi celles de la liste ci-dessous :

Ordre de priorité	*Radiophare d'alignement de piste (MHz)*	*Radiophare d'alignement de descente (MHz)*
1	110,3	335,0
2	109,9	333,8
3	109,5	332,6
4	110,1	334,4
5	109,7	333,2
6	109,3	332,0
7	109,1	331,4
8	110,9	330,8
9	110,7	330,2
10	110,5	329,6
11	108,1	334,7
12	108,3	334,1
13	108,5	329,9

Ordre de priorité	*Radiophare d'alignement de piste (MHz)*	*Radiophare d'alignement de descente (MHz)*
14	108,7	330,5
15	108,9	329,3
16	111,1	331,7
17	111,3	332,3
18	111,5	332,9
19	111,7	333,5
20	111,9	331,1

3.1.6.2 Lorsque des radiophares d'alignement de piste ILS existants répondant aux besoins nationaux fonctionnent sur des fréquences se terminant par un nombre pair de dixièmes de mégahertz, des fréquences conformes aux dispositions des § 3.1.6.1 ou 3.1.6.1.1 leur seront assignées aussitôt que possible et ils ne pourront continuer de fonctionner sur les fréquences qui leur sont actuellement assignées que jusqu'à ce que cette nouvelle assignation puisse être effectuée.

3.1.6.3 Les radiophares d'alignement de piste ILS existants utilisés dans le service international sur des fréquences se terminant par un nombre impair de dixièmes de mégahertz, ne recevront pas de nouvelles assignations de fréquences se terminant par un nombre impair de dixièmes suivi du chiffre 5 pour les centièmes de mégahertz, sauf dans les cas où, en vertu d'un accord régional, il peut être fait un usage général de n'importe lequel des canaux énumérés au § 3.1.6.1 (voir volume V, chapitre 4, § 4.2).

3.1.7 Radiobornes VHF

Note.— Les dispositions relatives aux radiobornes ne s'appliquent que lorsqu'une ou plusieurs radiobornes sont installées.

3.1.7.1 *Généralités*

a) Chaque installation comportera deux radiobornes, sauf aux endroits où l'autorité compétente estime qu'une seule radioborne suffit. Une troisième radioborne peut être ajoutée lorsque l'autorité compétente estime qu'une borne supplémentaire est nécessaire en raison des procédures d'exploitation observées en certains emplacements.

b) Si une radioborne est installée, elle sera conforme aux spécifications du § 3.1.7. Lorsque l'installation comporte deux radiobornes seulement, les spécifications applicables à la borne intermédiaire et à la borne extérieure seront respectées. Lorsque l'installation comporte une radioborne seulement, les spécifications applicables soit à la borne intermédiaire, soit à la borne extérieure seront respectées. Si les radiobornes sont remplacées par un DME, les spécifications du § 3.1.7.6.5 s'appliquent.

c) Les radiobornes produiront des diagrammes de rayonnement pour indiquer des distances déterminées par rapport au seuil le long de l'alignement de descente ILS.

3.1.7.1.1 Lorsqu'une radioborne est utilisée en conjonction avec l'alignement arrière d'un radiophare d'alignement de piste, celle-ci sera conforme aux caractéristiques des radiobornes spécifiées au § 3.1.7.

3.1.7.1.2 Les signaux d'identification des radiobornes utilisées en conjonction avec l'alignement arrière d'un radiophare d'alignement de piste doivent pouvoir être distingués clairement des signaux d'identification des radiobornes intérieure, intermédiaire et extérieure prescrits au § 3.1.7.5.1.

3.1.7.2 *Fréquence radio*

3.1.7.2.1 Les radiobornes fonctionneront sur 75 MHz, avec une tolérance de fréquence de ±0,005 %, et leurs émissions seront polarisées horizontalement.

3.1.7.3 *Couverture*

3.1.7.3.1 Les radiobornes seront réglées de façon à assurer une couverture sur les distances suivantes, mesurées sur l'axe du radioalignement de descente et du radioalignement de piste :

a) *radioborne intérieure :* 150 m ± 50 m (500 ft ± 160 ft) ;

b) *radioborne intermédiaire :* 300 m ± 100 m (1 000 ft ± 325 ft) ;

c) *radioborne extérieure :* 600 m ± 200 m (2 000 ft ± 650 ft).

3.1.7.3.2 L'intensité de champ, aux limites de couverture spécifiées au § 3.1.7.3.1, sera égale à 1,5 mV/m (–82 dBW/m^2). En outre, l'intensité de champ à l'intérieur de la zone de couverture augmentera pour atteindre au moins la valeur de 3,0 mV/m (–76 dBW/m^2).

Note 1.— En ce qui concerne la conception de l'antenne au sol, il est souhaitable de faire en sorte qu'un taux suffisant de variation de l'intensité de champ soit assuré aux limites de la couverture. Il est également souhaitable de faire en sorte que les aéronefs qui se trouvent à l'intérieur des limites du secteur d'alignement de piste reçoivent une indication visuelle.

Note 2.— Une installation type de récepteur de radiobornes embarqué fonctionnera de manière satisfaisante si la sensibilité est réglée de manière qu'on obtienne une indication visuelle lorsque l'intensité de champ est de 1,5 mV/m (–82 dBW/m^2).

3.1.7.4 *Modulation*

3.1.7.4.1 Les fréquences de modulation seront les suivantes :

a) *radioborne intérieure :* 3 000 Hz ;

b) *radioborne intermédiaire :* 1 300 Hz ;

c) *radioborne extérieure :* 400 Hz.

La tolérance pour les fréquences ci-dessus sera de ±2,5 % et l'ensemble des harmoniques pour chacune des fréquences ne sera pas supérieur à 15 %.

3.1.7.4.2 Le taux de modulation des radiobornes sera de 95 ± 4 %.

3.1.7.5 *Identification*

3.1.7.5.1 Les émissions de la porteuse ne seront pas interrompues. Les fréquences audibles de modulation seront manipulées de la façon suivante :

a) *radioborne intérieure :* 6 points par seconde, d'une façon continue ;

b) *radioborne intermédiaire :* série continue de points et de traits alternés, les traits étant émis à la cadence de 2 traits par seconde et les points à la cadence de 6 points par seconde ;

c) *radioborne extérieure :* 2 traits par seconde, d'une façon continue.

Ces cadences de manipulation seront observées avec une tolérance de ±15 %.

3.1.7.6 *Implantation*

3.1.7.6.1 La radioborne intérieure sera implantée de manière à indiquer, lorsque la visibilité est mauvaise, l'imminence d'arrivée au seuil de piste.

3.1.7.6.1.1 **Recommandation.—** *Si le diagramme de rayonnement est vertical, il est recommandé que la radioborne intérieure soit implantée à une distance comprise entre 75 m (250 ft) et 450 m (1 500 ft) du seuil de piste et à 30 m (100 ft) au plus du prolongement de l'axe de la piste.*

Note 1.— Le but recherché est que le diagramme de rayonnement de la radioborne intérieure coupe le prolongement vers le bas de la partie en ligne droite de l'alignement de descente ILS nominal à la hauteur de décision la plus basse applicable à l'exploitation de catégorie II.

Note 2.— Il y a lieu de veiller, pour l'implantation de la radioborne intérieure, à éviter toute interférence entre la radioborne intérieure et la radioborne intermédiaire. Des détails sur l'implantation des radiobornes intérieures figurent au supplément C, § 2.10.

3.1.7.6.1.2 **Recommandation.—** *Si le diagramme de rayonnement n'est pas vertical, il est recommandé que la radioborne soit implantée de façon à créer à l'intérieur du secteur d'alignement de piste et du secteur d'alignement de descente ILS un champ sensiblement analogue à celui que produirait une antenne à rayonnement vertical implantée conformément aux dispositions du § 3.1.7.6.1.1.*

3.1.7.6.2 La radioborne intermédiaire sera implantée de manière à indiquer, par mauvaise visibilité, que le guidage visuel d'approche est imminent.

3.1.7.6.2.1 **Recommandation.—** *Si le diagramme de rayonnement est vertical, il est recommandé que la radioborne intermédiaire soit implantée à 1 050 m (3 500 ft) ± 150 m (500 ft) du seuil de la piste, côté approche, et à 75 m (250 ft) au plus du prolongement de l'axe de la piste.*

Note.— Voir les indications sur l'implantation des radiobornes intérieures et intermédiaires au supplément C, § 2.10.

3.1.7.6.2.2 **Recommandation.—** *Si le diagramme de rayonnement n'est pas vertical, il est recommandé que la radioborne soit implantée de façon à créer à l'intérieur du secteur d'alignement de piste et du secteur d'alignement de descente ILS un champ sensiblement analogue à celui que produirait une antenne à rayonnement vertical implantée conformément aux dispositions du § 3.1.7.6.2.1.*

3.1.7.6.3 La radioborne extérieure sera implantée de façon à permettre aux aéronefs en approche intermédiaire et finale de vérifier leur hauteur, leur distance et le fonctionnement de l'installation.

3.1.7.6.3.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la radioborne extérieure soit implantée à 7,2 km (3,9 NM) du seuil ; toutefois, si pour des raisons topographiques ou opérationnelles cette distance ne peut être respectée, la radioborne extérieure peut être implantée entre 6,5 et 11,1 km (3,5 et 6 NM) du seuil.*

3.1.7.6.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, si le diagramme de rayonnement est vertical, la radioborne extérieure ne soit pas à plus de 75 m (250 ft) du prolongement de l'axe de la piste. Si le diagramme de rayonnement n'est pas*

vertical, l'équipement devrait être implanté de manière à produire, à l'intérieur du secteur d'alignement de piste et du secteur d'alignement de descente ILS, un champ qui soit essentiellement analogue à celui que produit une antenne dont le diagramme de rayonnement est vertical.

3.1.7.6.5 La position des radiobornes ou, le cas échéant, la ou les distances équivalentes indiquées par le DME, lorsque cette installation est utilisée pour remplacer tout ou partie de l'élément radioborne de l'ILS, seront publiées conformément aux dispositions de l'Annexe 15.

3.1.7.6.5.1 Dans ce type d'utilisation, le DME fournira des indications de distance équivalentes du point de vue opérationnel à celles que donneraient des radiobornes.

3.1.7.6.5.2 Lorsque le DME est utilisé pour remplacer la radioborne intermédiaire, sa fréquence sera couplée avec le radiophare d'alignement de piste ILS et son implantation sera fixée de manière à réduire au minimum l'erreur de l'indication de distance.

3.1.7.6.5.3 Le DME prévu au § 3.1.7.6.5 sera conforme à la spécification du § 3.5.

3.1.7.7 *Contrôle*

3.1.7.7.1 Une installation appropriée alimentera en signaux et fera fonctionner un dispositif de contrôle automatique. Ce dispositif de contrôle transmettra un avertissement en un point de contrôle lorsque l'une quelconque des conditions suivantes se présentera :

a) panne de modulation ou de manipulation ;

b) baisse de la puissance émise de plus de 50 % par rapport à la puissance normale.

3.1.7.7.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que pour chaque radioborne soit installé un dispositif de contrôle approprié donnant une indication en un lieu convenablement choisi lorsque le taux de modulation de la radioborne baisse au-dessous de 50 %.*

3.2 Spécifications du système radar d'approche de précision

Note.— Les distances indiquées dans ces spécifications sont des distances réelles dans l'espace.

3.2.1 Un système radar d'approche de précision comprendra les éléments suivants :

3.2.1.1 Le radar d'approche de précision (PAR).

3.2.1.2 Le radar de surveillance (SRE).

3.2.2 Lorsque seul le PAR est utilisé, l'installation sera désignée au moyen de l'abréviation PAR ou de l'expression radar d'approche de précision et non au moyen de l'expression « système radar d'approche de précision ».

Note.— Des dispositions relatives à l'enregistrement et à la conservation des données radar figurent au chapitre 6 de l'Annexe 11.

3.2.3 Radar d'approche de précision (PAR)

3.2.3.1 *Couverture*

3.2.3.1.1 Le PAR devra pouvoir détecter et indiquer la position d'un aéronef ayant une surface réfléchissante de 15 m^2 ou plus et situé dans un volume limité en azimut par un secteur de 20° d'ouverture et en site par un secteur de 7°, jusqu'à une distance de 16,7 km (9 NM) de son antenne.

Note.— Le tableau ci-après donne une idée de l'étendue des surfaces réfléchissantes des différents aéronefs :

Appareil privé (monomoteur) : de 5 à 10 m^2.

Bimoteur de petites dimensions : 15 m^2 et plus.

Bimoteur de dimensions moyennes : 25 m^2 et plus.

Quadrimoteur : de 50 à 100 m^2.

3.2.3.2 *Implantation*

3.2.3.2.1 Le PAR sera implanté et réglé de façon à couvrir entièrement un volume dont la pointe sera située à 150 m (500 ft) du point d'atterrissage en direction de la sortie de la piste et limité en azimut par un secteur ouvert de ±5° par rapport à l'axe de la piste et en site par un secteur ouvert de –1° à +6° par rapport au plan horizontal.

Note 1.— Il est possible de se conformer aux dispositions du § 3.2.3.2.1 en implantant le dispositif en arrière du point d'atterrissage, du côté de la sortie de la piste, à une distance égale ou supérieure à 915 m (3 000 ft), lorsque le décalage latéral par rapport à l'axe de la piste est de 120 m (400 ft), et à une distance égale ou supérieure à 1 200 m (4 000 ft) lorsque ce décalage est de 185 m (600 ft), si le dispositif est aligné pour explorer un secteur s'étendant jusqu'à 10° de chaque côté de l'axe de la piste. Si le dispositif est réglé pour explorer un secteur de 15° d'un côté de l'axe de la piste et de 5° de l'autre côté, le recul minimum peut être réduit à 685 m (2 250 ft) pour un décalage de 120 m (400 ft) et à 915 m (3 000 ft) pour un décalage de 185 m (600 ft).

Note 2.— Le supplément C comporte des schémas illustrant l'implantation du PAR (voir les figures C-14 à C-17).

3.2.3.3 *Précision*

3.2.3.3.1 *Précision des indications en azimut.* Les indications en azimut seront données sur l'écran de telle façon que les écarts à gauche ou à droite de l'axe d'approche puissent être facilement observés. L'erreur maximale admissible des écarts par rapport à l'axe d'approche aura la plus grande des deux valeurs suivantes : 0,6 % de la distance de l'aéronef à l'antenne du PAR + 10 % de l'écart entre l'aéronef et l'axe d'approche, ou 9 m (30 ft). Le dispositif sera implanté de telle façon que l'erreur au point d'atterrissage n'excède pas 9 m (30 ft). Le dispositif sera aligné et réglé de telle façon que l'erreur au point d'atterrissage, lue sur l'écran, soit aussi faible que possible et n'excède pas la plus grande des deux valeurs suivantes : 0,3 % de la distance de l'aéronef à l'antenne du PAR ou 4,5 m (15 ft). Il sera possible de distinguer la position de deux aéronefs dont les azimuts diffèrent de 1,2°.

3.2.3.3.2 *Précision des indications en site.* Les indications en site seront données sur l'écran de telle façon que les écarts au-dessus ou au-dessous de l'axe de descente pour lequel est réglé le dispositif puissent être facilement observés. L'erreur maximale admissible des écarts par rapport à l'axe d'approche aura la plus grande des deux valeurs suivantes : 0,4 % de la distance entre l'aéronef et l'antenne du PAR +10 % de l'écart linéaire de l'aéronef par rapport à l'axe de descente choisi, ou 6 m (20 ft). Le dispositif sera implanté de telle façon que l'erreur au point d'atterrissage n'excédera pas 6 m (20 ft) ; il sera

aligné et réglé de telle façon que l'erreur au point d'atterrissage, lue sur l'écran, soit aussi faible que possible et n'excède pas la plus grande des deux valeurs suivantes : 0,2 % de la distance de l'aéronef à l'antenne du PAR ou 3 m (10 ft). Il sera possible de distinguer la position de deux aéronefs dont les angles de site diffèrent de 0,6°.

3.2.3.3.3 *Précision des indications en distance.* L'erreur sur l'indication de la distance d'un aéronef au point d'atterrissage n'excédera pas 3 % de cette distance, +30 m (100 ft). Il sera possible de distinguer la position de deux aéronefs de même azimut, situés à une distance de 120 m (400 ft) l'un de l'autre.

3.2.3.4 Des indications seront données de façon à permettre de déterminer la position de l'aéronef contrôlé par rapport aux autres aéronefs et par rapport aux obstacles. Ces indications permettront également d'évaluer la vitesse par rapport au sol et la vitesse d'éloignement et de rapprochement de la trajectoire de vol voulue.

3.2.3.5 Les indications seront entièrement renouvelées au moins toutes les secondes.

3.2.4 Radar de surveillance (SRE)

3.2.4.1 Le radar de surveillance, lorsqu'il sera employé comme élément d'un système radar d'approche de précision, répondra au moins aux spécifications ci-dessous.

3.2.4.2 *Couverture*

3.2.4.2.1 Le SRE permettra de détecter des aéronefs ayant une surface réfléchissante égale ou supérieure à 15 m^2 situés dans le rayonnement direct de l'antenne à l'intérieur d'un volume déterminé comme suit :

Volume engendré par rotation de 360° autour de l'antenne, d'une surface plane verticale limitée : premièrement, par un segment de droite partant de l'antenne, incliné de 1,5° au-dessus de l'horizontale et de projection horizontale égale à 37 km (20 NM) ; deuxièmement, par un segment de droite vertical partant de l'extrémité du précédent et limité au point situé à 2 400 m (8 000 ft) au-dessus du niveau de l'antenne ; troisièmement, par une ligne horizontale partant de ce point et s'étendant en direction de l'antenne jusqu'au point de rencontre avec la droite issue de l'antenne et inclinée de 20° au-dessus de l'horizontale ; enfin, par le segment de droite joignant ce point de rencontre à l'antenne.

3.2.4.2.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé de s'efforcer d'améliorer la couverture obtenue pour un aéronef d'une surface réfléchissante de 15 m^2, de manière à obtenir au moins la couverture correspondant aux modifications ci-après du § 3.2.4.2.1 :*

— remplacer *1,5°* par *0,5° ;*

— remplacer *37 km (20 NM)* par *46,3 km (25 NM) ;*

— remplacer *2 400 m (8 000 ft)* par *3 000 m (10 000 ft) ;*

— remplacer *20°* par *30°*.

Note.— Un schéma illustrant la couverture verticale du SRE figure au supplément C (figure C-18).

3.2.4.3 *Précision*

3.2.4.3.1 *Précision des indications en azimut.* La position en azimut sera indiquée à 2° près. Il sera possible de distinguer la position de deux aéronefs dont les azimuts diffèrent de 4°.

3.2.4.3.2 *Précision des indications en distance.* L'erreur sur l'indication de distance ne sera pas supérieure à la plus grande des deux valeurs ci-après : 5 % de la distance réelle ou 150 m (500 ft). Il sera possible de distinguer la position de deux aéronefs séparés par la plus grande des deux valeurs suivantes : 1 % de la distance réelle de l'aéronef au point d'observation ou 230 m (750 ft).

3.2.4.3.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'erreur sur l'indication de distance ne soit pas supérieure à la plus grande des deux valeurs ci-après : 3 % de la distance réelle ou 150 m (500 ft).*

3.2.4.4 Le dispositif devra pouvoir renouveler complètement, au moins toutes les 4 s, les indications en distance et en azimut, de tout aéronef situé dans le volume de couverture du dispositif.

3.2.4.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé de s'efforcer de réduire, autant que possible, les brouillages provoqués par les échos du sol, des nuages et des précipitations atmosphériques.*

3.3 Spécifications du radiophare omnidirectionnel VHF (VOR)

3.3.1 Généralités

3.3.1.1 Le VOR sera construit et réglé de façon que des indications identiques des instruments de bord correspondent, à 1° près, à des écarts angulaires égaux (relèvements) par rapport au nord magnétique, mesurés à partir de l'emplacement du VOR, dans le sens des aiguilles d'une montre.

3.3.1.2 Le VOR émettra une fréquence porteuse à laquelle seront appliquées deux modulations distinctes à 30 Hz. L'une de ces modulations sera telle que sa phase soit indépendante de l'azimut du point d'observation (phase de référence). L'autre modulation sera telle que sa phase, au point d'observation, soit décalée par rapport à la phase de référence d'un angle égal au relèvement du point d'observation par rapport au VOR (phase variable).

3.3.1.3 Les modulations correspondant à la phase de référence et à la phase variable seront en phase sur le méridien de référence magnétique passant par la station.

Note.— Les modulations correspondant à la phase de référence et à la phase variable sont en phase lorsque les maximums de la somme des énergies émises, correspondant à la porteuse et à la bande latérale de modulation de la phase variable, et les maximums des fréquences instantanées de la modulation de la phase de référence se produisent simultanément.

3.3.2 Fréquence radio

3.3.2.1 Le VOR fonctionnera dans la bande 111,975 – 117,975 MHz ; toutefois, les fréquences de la bande 108 – 111,975 MHz pourront être utilisées lorsque, conformément aux dispositions des § 4.2.1 et 4.2.3.1 du chapitre 4, volume V, l'emploi de ces fréquences est acceptable. La plus haute fréquence assignable sera 117,950 MHz. Les canaux seront espacés de 50 en 50 kHz à partir de la plus haute fréquence assignable. Dans les régions où l'on utilise généralement l'espacement de 100 kHz ou de 200 kHz entre les canaux, la tolérance de fréquence de la porteuse sera de ±0,005 %.

3.3.2.2 La tolérance de fréquence de la porteuse sera de ±0,002 % sur toutes les installations mises en œuvre après le 23 mai 1974 dans les régions où l'on utilise un espacement de 50 kHz entre les canaux.

3.3.2.3 Dans les régions où l'on implante de nouvelles installations VOR et où l'on assigne à ces nouvelles installations des fréquences espacées de 50 kHz par rapport à celles des VOR existant dans les mêmes régions, il faudra veiller en priorité à réduire à ±0,002 % la tolérance de fréquence des VOR existants.

3.3.3 Polarisation et degré de précision

3.3.3.1 Les émissions du VOR seront polarisées horizontalement ; la composante polarisée verticalement sera aussi faible que possible.

Note.— Il n'est pas possible actuellement de spécifier quantitativement la valeur maximale admissible de la composante polarisée verticalement du rayonnement du VOR. (Des renseignements sont donnés au Doc 8071 – Manuel sur la vérification des aides radio à la navigation *– sur les possibilités de déterminer, par des essais en vol, l'influence de la polarisation verticale sur la précision des relèvements.)*

3.3.3.2 La contribution de la station sol à l'erreur des relèvements fournis par la composante du champ du VOR polarisée horizontalement ne dépassera pas ±2° pour tous les angles de site compris entre 0 et 40°, ceux-ci étant mesurés à partir du centre du réseau d'antennes du VOR.

3.3.4 Couverture

3.3.4.1 Les VOR émettront des signaux d'une intensité suffisante pour qu'une installation type d'aéronef puisse fonctionner de façon satisfaisante jusqu'aux niveaux et distances qui sont nécessaires pour des raisons opérationnelles, et pour un angle de site allant jusqu'à 40°.

3.3.4.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'intensité de champ ou la densité de puissance dans l'espace des signaux VOR nécessaires pour qu'une installation type d'aéronef puisse fonctionner de façon satisfaisante à l'altitude utile minimale et à la distance utile maximale spécifiée soit de 90 µV/m, ou –107 dBW/m^2.*

Note.— Les puissances isotropes rayonnées équivalentes (p.i.r.e.) types permettant d'assurer les portées spécifiées figurent au supplément C, § 3.1. La p.i.r.e. est définie au § 3.5.1.

3.3.5 Modulations des signaux de navigation

3.3.5.1 La porteuse, observée en n'importe quel point de l'espace, sera modulée en amplitude par deux signaux de la façon suivante :

a) par une sous-porteuse de 9 960 Hz, d'amplitude constante, modulée en fréquence à 30 Hz :

   1) dans le cas du VOR classique, la composante à 30 Hz de cette sous-porteuse modulée en fréquence est fixe quel que soit l'azimut et constitue la phase de référence, et elle aura un indice de déviation de 16 ± 1 (soit de 15 à 17) ;

   2) dans le cas du VOR Doppler, la phase de la composante à 30 Hz varie en fonction de l'azimut et constitue la phase variable, et elle aura un indice de déviation de 16 ± 1 (soit de 15 à 17) lorsqu'elle est observée à un angle de site inférieur ou égal à 5°, et un indice de déviation minimal de 11 lorsqu'elle est observée à un angle de site supérieur à 5° et inférieur ou égal à 40° ;

b) par une composante modulée en amplitude à 30 Hz :

   1) dans le cas du VOR classique, cette composante est produite par un diagramme de rayonnement tournant, la phase du signal correspondant variant en fonction de l'azimut et constituant la phase variable ;

   2) dans le cas du VOR Doppler, cette composante, d'amplitude constante et de phase constante par rapport à l'azimut, est émise suivant un procédé omnidirectionnel et constitue la phase de référence.

3.3.5.2 Le taux de modulation nominal de la porteuse par le signal à 30 Hz ou la sous-porteuse à 9 960 Hz variera entre les limites de 28 et 32 %.

Note.— Cette spécification s'applique au signal émis observé en l'absence de multitrajets.

3.3.5.3 Le taux de modulation de la porteuse par le signal à 30 Hz, pour tout angle de site inférieur ou égal à 5°, sera compris entre les limites de 25 et 35 %. Le taux de modulation de la porteuse par le signal à 9 960 Hz, pour tout angle de site inférieur ou égal à 5°, sera compris entre les limites de 20 et 55 % dans les installations sans modulation vocale, et entre les limites de 20 et 35 % dans les installations avec modulation vocale.

Note.— Lorsque la modulation est mesurée durant un essai en vol en présence de forts multitrajets dynamiques, il faut s'attendre à des variations des pourcentages de modulation reçus. Des variations à court terme au-delà de ces valeurs peuvent être acceptables. Le Manuel sur la vérification des aides radio à la navigation *(Doc 8071) contient des renseignements supplémentaires sur l'application des tolérances de la modulation à bord.*

3.3.5.4 Les fréquences de modulation correspondant à la phase variable et à la phase de référence seront égales à 30 Hz ± 1 %.

3.3.5.5 La fréquence moyenne de modulation de la sous-porteuse sera égale à 9 960 Hz ± 1 %.

3.3.5.6

a) Dans le cas du VOR classique, le taux de modulation en amplitude de la sous-porteuse de 9 960 Hz ne dépassera pas 5 %.

b) Dans le cas du VOR Doppler, le taux de modulation en amplitude de la sous-porteuse de 9 960 Hz, mesuré en un point situé à 300 m (1 000 ft) au moins du VOR, ne dépassera pas 40 %.

3.3.5.7 Lorsqu'un espacement de 50 kHz est utilisé entre les canaux, le niveau des harmoniques de la bande latérale modulée à 9 960 Hz du signal rayonné ne dépassera pas les limites suivantes par rapport au niveau de la bande latérale de 9 960 Hz :

Sous-porteuse	*Niveau*
9 960 Hz	0 dB (niveau de référence)
2e harmonique	–30 dB
3e harmonique	–50 dB
4e harmonique et au-dessus	–60 dB

3.3.6 Radiotéléphonie et identification

3.3.6.1 Lorsque le VOR permet de communiquer simultanément du sol avec l'aéronef, les communications auront lieu sur la fréquence porteuse utilisée pour les signaux de navigation. Les émissions sur cette fréquence seront polarisées horizontalement.

3.3.6.2 Le taux de modulation de crête de la porteuse sur ce canal de communication ne sera pas supérieur à 30 %.

3.3.6.3 La caractéristique basse fréquence du canal de communication radiotéléphonique dans la bande de 300 Hz à 3 000 Hz ne s'écartera pas de plus de 3 dB du niveau correspondant à 1 000 Hz.

3.3.6.4 Le VOR émettra simultanément un signal d'identification sur la fréquence porteuse utilisée pour les signaux de navigation. Les émissions du signal d'identification seront polarisées horizontalement.

3.3.6.5 Le signal d'identification sera transmis en code morse international et sera composé de deux ou de trois lettres. Il sera émis à une vitesse correspondant à environ sept mots à la minute. Le signal sera répété au moins une fois toutes les 30 s et la fréquence de modulation sera égale à 1 020 Hz ± 50 Hz.

3.3.6.5.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé qu'un signal d'identification soit transmis au moins trois fois toutes les 30 s, les signaux étant également espacés au cours de chacune de ces périodes de 30 s. L'un des signaux d'identification pourra être transmis en phonie.*

Note.— Lorsqu'un VOR et un DME sont associés conformément au § 3.5.2.5, les dispositions du § 3.5.3.6.4 relatives à l'identification s'appliquent à l'identification du VOR.

3.3.6.6 Le taux de modulation de la porteuse par le signal codé d'identification sera proche de 10 %, sans toutefois dépasser cette valeur. Toutefois, lorsqu'il n'y a pas de canal de communication, il est permis d'augmenter le taux de modulation par le signal codé d'identification jusqu'à une valeur ne dépassant pas 20 %.

3.3.6.6.1 **Recommandation.—** *Lorsque le VOR permet de communiquer simultanément du sol avec l'aéronef, il est recommandé que le taux de modulation du signal codé d'identification soit de 5 ± 1 % en vue d'assurer une qualité satisfaisante des communications radiotéléphoniques.*

3.3.6.7 Les communications radiotéléphoniques ne gêneront en aucune façon les émissions principales du VOR. Le signal d'identification sera maintenu au cours des émissions radiotéléphoniques.

3.3.6.8 La fonction réception du VOR doit permettre l'identification certaine du signal utile dans les conditions de signal rencontrées et avec les paramètres de modulation spécifiés aux § 3.3.6.5, 3.3.6.6 et 3.3.6.7.

3.3.7 Contrôle

3.3.7.1 Une installation appropriée, placée dans le champ du radiophare, fournira les signaux nécessaires au fonctionnement d'un dispositif de contrôle automatique. Le dispositif de contrôle automatique transmettra un avertissement à un point de contrôle et interrompra les modulations des signaux de navigation ou interrompra le rayonnement lorsque les irrégularités suivantes se produiront, séparément ou simultanément :

a) décalage des relèvements transmis par le VOR, supérieur à 1° à l'endroit où est installé le dispositif de contrôle ;

b) réduction de plus de 15 %, au dispositif de contrôle, des composantes de modulation de la tension haute fréquence, qu'il s'agisse de la sous-porteuse, du signal de modulation en amplitude à 30 Hz ou des deux à la fois.

3.3.7.2 Les pannes du dispositif de contrôle lui-même entraîneront la transmission d'un avertissement à un point de contrôle et :

a) soit la suppression des modulations donnant l'identification et les signaux de navigation ;

b) soit l'interruption du rayonnement.

Note.— Des éléments indicatifs sur le VOR sont donnés au supplément C, section 3, et au supplément E.

3.3.8 Performances d'immunité des récepteurs VOR à l'égard du brouillage

3.3.8.1 Le système récepteur VOR assurera une immunité suffisante à l'égard du brouillage causé par les produits d'intermodulation du troisième ordre émanant de deux signaux de radiodiffusion FM VHF dont les niveaux correspondent aux équations suivantes :

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

pour les signaux de radiodiffusion FM VHF dans la gamme de fréquences 107,7 – 108,0 MHz, et

$$2N_1 + N_2 + 3\left(24 - 20\log\frac{\Delta f}{0{,}4}\right) \leq 0$$

pour les signaux de radiodiffusion FM VHF sur les fréquences inférieures à 107,7 MHz,

dans lesquelles les fréquences des deux signaux de radiodiffusion FM VHF donnent naissance, dans le récepteur, à un produit d'intermodulation du troisième ordre sur la fréquence VOR désirée.

N_1 et N_2 sont les niveaux (dBm) des deux signaux de radiodiffusion FM VHF à l'entrée du récepteur VOR. Aucun de ces deux niveaux n'excédera les critères de désensibilisation spécifiés au § 3.3.8.2.

$\Delta f = 108{,}1 - f_1$, f_1 étant la fréquence de N_1, signal FM VHF le plus proche de 108,1 MHz.

3.3.8.2 Le système récepteur VOR ne sera pas désensibilisé par les signaux de radiodiffusion FM VHF dont les niveaux correspondent au tableau suivant :

Fréquence (MHz)	*Niveau maximal du signal brouilleur à l'entrée du récepteur*
88 – 102	+15 dBm
104	+10 dBm
106	+5 dBm
107,9	–10 dBm

Note 1.— La relation est linéaire entre les points adjacents désignés par les fréquences ci-dessus.

Note 2.— Le supplément C, § 3.6.5, contient des éléments indicatifs relatifs aux critères d'immunité à utiliser pour les caractéristiques mentionnées aux § 3.3.8.1 et 3.3.8.2.

3.4 Spécifications des radiophares non directionnels (NDB)

3.4.1 Définitions

Note.— Le supplément C contient des directives sur la signification et l'application de la couverture nominale et de la couverture effective ainsi que sur la couverture des NDB.

Couverture effective. Zone entourant un NDB et dans laquelle on peut obtenir des relèvements avec une précision suffisante pour l'utilisation envisagée.

Couverture nominale. Zone entourant un NDB dans laquelle l'intensité du champ vertical du radiophare, due aux ondes directes, est supérieure à la valeur minimale spécifiée pour la région géographique dans laquelle le radiophare est situé.

Note.— Le but de cette définition est de fournir une méthode de classification des radiophares d'après la couverture qu'on peut normalement en espérer, en l'absence d'ondes directes, d'anomalies de propagation ou de brouillage provoqué par d'autres installations radioélectriques LF/MF, compte tenu cependant des parasites atmosphériques dans la région géographique considérée.

Radiobalise LF/MF. Radiophare non directionnel LF/MF utilisé comme aide à l'approche finale.

Note.— Le rayon moyen de la couverture nominale d'une radiobalise est généralement compris entre 18,5 et 46,3 km (10 et 25 NM).

Rayon moyen de la couverture nominale. Rayon du cercle ayant la même superficie que la zone de couverture nominale.

3.4.2 Couverture

3.4.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la valeur minimale de l'intensité de champ dans la zone de couverture nominale d'un NDB soit de 70 µV/m.*

Note 1.— Des directives sur l'intensité de champ nécessaire en particulier dans la zone comprise entre 30°N et 30°S figurent au supplément C, § 6.1. Les spécifications correspondantes de l'UIT sont données à la partie B, chapitre VIII, article 35, section IV, du Règlement des radiocommunications.

Note 2.— Il importe de mesurer l'intensité du champ à des emplacements et à des moments choisis de façon à éviter d'obtenir des résultats anormaux pour la localité intéressée ; les résultats les plus intéressants du point de vue de l'exploitation sont ceux qui se rapportent à des emplacements situés sur des routes aériennes dans la zone qui entoure le radiophare.

3.4.2.2 Les notifications ou renseignements publiés concernant les NDB seront fondés sur le rayon moyen de la couverture nominale.

Note 1.— Les radiophares situés dans les régions où la zone de couverture nominale peut subir des variations journalières et saisonnières importantes seront classés en tenant compte de ces variations.

Note 2.— Les radiophares dont le rayon moyen de la couverture nominale est compris entre 46,3 et 278 km (25 et 150 NM) peuvent être désignés par le multiple de 46,3 km (25 NM) le plus proche du rayon moyen de la couverture nominale, et les radiophares de couverture nominale supérieure à 278 km (150 NM) par le plus proche multiple de 92,7 km (50 NM).

3.4.2.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé, lorsque la portée nominale d'un radiophare non directionnel varie sensiblement dans divers secteurs importants du point de vue de l'exploitation, d'indiquer dans la classification de ce radiophare le rayon moyen de chaque secteur de la zone de couverture et les angles qui limitent ces secteurs.*

La désignation du radiophare devrait donc comprendre le rayon de couverture dans chaque secteur, suivi des angles qui limitent ces secteurs, mesurés à partir du nord magnétique dans le sens des aiguilles d'une montre.

Lorsqu'il est souhaitable de classer ainsi un NDB, le nombre des secteurs devrait être réduit au minimum ; il est préférable de se limiter à deux secteurs.

Note.— Le rayon moyen d'un secteur donné de la zone de couverture nominale est égal au rayon du secteur circulaire ayant la même superficie que ce secteur de la zone de couverture. Exemple :

150/210° – 30°
100/30° – 210°

3.4.3 Limitation de la puissance rayonnée

La puissance rayonnée par un NDB ne dépassera pas de plus de 2 dB la puissance nécessaire pour obtenir la couverture nominale fixée ; toutefois, la puissance rayonnée par un NDB peut être augmentée, si les augmentations de puissance sont coordonnées sur le plan régional ou s'il n'en résulte pas de brouillage nuisible pour d'autres installations radioélectriques.

3.4.4 Fréquences radio

3.4.4.1 Les fréquences radio assignées au NDB seront choisies parmi les fréquences disponibles dans la partie du spectre comprise entre 190 kHz et 1 750 kHz.

3.4.4.2 La tolérance de fréquence des NDB sera de 0,01 %. Toutefois, cette tolérance sera de 0,005 % pour les radiophares de plus de 200 W de puissance fonctionnant sur des fréquences égales ou supérieures à 1 606,5 kHz.

3.4.4.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, lorsque deux radiobalises LF/MF sont utilisées comme complément du système ILS, l'intervalle de fréquence entre leurs porteuses respectives ne soit pas inférieur à 15 kHz, afin d'assurer le bon fonctionnement du radiocompas, et, de préférence, pas supérieur à 25 kHz, de façon à permettre le changement rapide de fréquence lorsque l'aéronef n'est pourvu que d'un seul radiocompas.*

3.4.4.4 Lorsqu'une fréquence commune est assignée aux radiobalises associées aux installations ILS qui desservent une même piste dans les deux sens, des dispositions seront prises pour garantir que l'installation qui n'est pas en service ne puisse émettre de signaux.

Note.— Des indications complémentaires concernant le fonctionnement des radiobalises sur fréquence commune sont données au volume V, chapitre 3, § 3.2.2.

3.4.5 Identification

3.4.5.1 Tout NDB sera identifié distinctement par un groupe de deux ou de trois lettres du code morse international, transmis à une vitesse correspondant à environ 7 mots à la minute.

3.4.5.2 Le signal complet d'identification sera transmis une fois toutes les 30 s au moins, sauf lorsque l'identification du radiophare est effectuée par manipulation par tout ou rien de la porteuse. Dans ce dernier cas, le signal d'identification sera transmis à intervalles d'une minute environ ; mais on pourra utiliser un intervalle plus court pour les NDB où les besoins de l'exploitation le justifient.

3.4.5.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé, sauf lorsque l'identification du radiophare est effectuée par manipulation par tout ou rien de la porteuse, que le signal d'identification soit transmis au moins trois fois toutes les 30 s, les signaux étant également espacés au cours de chacune de ces périodes de 30 s.*

3.4.5.3 Les NDB dont le rayon moyen de la couverture nominale est inférieur ou égal à 92,7 km (50 NM), et qui sont principalement utilisés comme aides d'approche et d'attente au voisinage d'un aérodrome, transmettront le signal d'identification au moins trois fois toutes les 30 s, les signaux étant également espacés au cours de chacune de ces périodes de 30 s.

3.4.5.4 La fréquence de modulation utilisée pour l'identification sera de 1 020 Hz ± 50 Hz ou de 400 Hz ± 25 Hz.

Note.— Les valeurs à utiliser sont déterminées sur le plan régional compte tenu des considérations figurant au § 6.5 du supplément C.

3.4.6 Caractéristiques d'émission

Note.— Les spécifications ci-après ne sont pas destinées à empêcher l'emploi pour les NDB, de modulations ou de types de modulation qui peuvent être utilisés en plus des modulations spécifiées pour l'identification, notamment l'identification et la modulation en phonie simultanée, pourvu que ces modulations additionnelles n'affectent pas sensiblement le bon fonctionnement du NDB utilisé avec les radiogoniomètres de bord en usage et qu'il n'en résulte pas de brouillage nuisible pour la réception des autres NDB.

3.4.6.1 Sauf dispositions contraires du § 3.4.6.1.1, tout NDB émettra une onde porteuse ininterrompue et sera identifié par manipulation par tout ou rien d'une fréquence audible de modulation d'amplitude (NON/A2A).

3.4.6.1.1 Les NDB autres que ceux qui servent, en totalité ou en partie, d'aides à l'attente, à l'approche et à l'atterrissage ou que ceux dont le rayon moyen de la couverture nominale est inférieur à 92,7 km (50 NM), peuvent être identifiés par une manipulation par tout ou rien de l'onde porteuse non modulée (NON/A1A) s'ils se trouvent dans une zone où la densité des radiophares est élevée et/ou dans laquelle la couverture nominale requise ne peut être réalisée pratiquement en raison :

a) du brouillage occasionné par les stations radio ;

b) d'un niveau élevé de parasites atmosphériques ;

c) des conditions locales.

Note.— Dans le choix des classes d'émission il faudra tenir compte de la confusion qui risquerait de se produire si un aéronef précédemment accordé sur une installation exploitée en NON/A2A se réglait sur une installation exploitée en NON/A1A sans faire passer son radiocompas du fonctionnement sur ondes entretenues modulées au fonctionnement sur ondes entretenues non modulées.

3.4.6.2 Pour tout NDB identifié par manipulation par tout ou rien d'une modulation à fréquence audible, le taux de modulation restera aussi voisin que possible de 95 %.

3.4.6.3 Tout NDB identifié par manipulation par tout ou rien d'une modulation à fréquence audible présentera, pendant l'émission du signal d'identification des caractéristiques d'émission telles que l'identification soit assurée de façon satisfaisante à la limite de la zone de couverture nominale.

Note 1.— La spécification qui précède exigera de moduler à un taux aussi élevé que possible et de maintenir la puissance rayonnée de la porteuse à un niveau suffisant pendant l'émission du signal d'identification.

Note 2.— Lorsque la bande passante du radiogoniomètre s'étend sur 3 kHz de part et d'autre de la fréquence porteuse, la spécification ci-dessus sera, en général, satisfaite pour un rapport signal/bruit de 6 dB à la limite de la zone de couverture nominale.

Note 3.— Certaines considérations relatives au taux de modulation sont exposées au § 6.4 du supplément C.

3.4.6.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la puissance de la porteuse d'un NDB émettant en classe NON/A2A ne baisse pas pendant l'émission du signal d'identification ; une baisse n'excédant pas 1,5 dB pourra toutefois être admise dans le cas des NDB dont le rayon moyen de la couverture nominale est supérieur à 92,7 km (50 NM).*

3.4.6.5 L'amplitude totale des modulations parasites à fréquence audible sera inférieure à 5 % de l'amplitude de la porteuse.

Note.— Le bon fonctionnement des radiogoniomètres automatiques (ADF) de bord peut être sérieusement compromis si l'émission du radiophare comporte une modulation à fréquence audible égale à la fréquence de commutation du cadre ou à la deuxième harmonique de cette fréquence, ou voisine de l'une de ces deux fréquences. La fréquence de commutation du cadre pour le matériel couramment utilisé est comprise entre 30 Hz et 120 Hz.

3.4.6.6 La largeur de bande des émissions et le niveau des rayonnements non essentiels seront maintenus à la valeur la plus basse permise par l'état de la technique et la nature du service à assurer.

Note.— L'article S3 du Règlement des radiocommunications de l'UIT contient les dispositions générales sur les caractéristiques techniques des appareils et des émissions. Les appendices APS1, APS2 et APS3 du Règlement des radiocommunications contiennent des dispositions précises sur les largeurs de bande, les tolérances de fréquence et les rayonnements non essentiels permis.

3.4.7 Implantation des radiobalises LF/MF

3.4.7.1 **Recommandation.—** *Lorsque des radiobalises LF/MF sont utilisées comme complément de l'ILS, il est recommandé qu'elles soient installées aux emplacements de la radioborne extérieure et de la radioborne intermédiaire. Si l'ILS n'est complété que par une seule radiobalise LF/MF, il est préférable d'installer cette dernière à l'emplacement de la radioborne extérieure. Lorsque des radiobalises LF/MF sont utilisées comme aides à l'approche finale en l'absence d'un ILS, il convient de choisir des emplacements équivalant à ceux qui seraient adoptés si un ILS était installé, compte tenu des dispositions appropriées des* PANS-OPS *(Doc 8168) relatives à la marge de franchissement des obstacles.*

3.4.7.2 **Recommandation.—** *Lorsque des radiobalises LF/MF sont installées aux emplacements de la radioborne intermédiaire et de la radioborne extérieure, il est recommandé qu'elles soient situées, si possible, du même côté du prolongement de l'axe de la piste de manière à créer, entre les deux radiobalises, une trajectoire sensiblement parallèle à l'axe de la piste.*

3.4.8 Contrôle

3.4.8.1 À chaque NDB sera associé un dispositif de contrôle approprié permettant de déceler en un endroit convenable l'une quelconque des situations suivantes :

a) diminution de la puissance rayonnée de la porteuse, lorsque cette diminution dépasse 50 % de la puissance requise pour assurer la couverture nominale ;

b) interruption de la transmission du signal d'identification ;

c) mauvais fonctionnement ou panne du dispositif de contrôle.

3.4.8.2 **Recommandation.—** *Lorsqu'un NDB est alimenté par une source d'énergie dont la fréquence est voisine des fréquences affichées par les radiogoniomètres automatiques de bord, et lorsque de par la conception du NDB la fréquence de la source d'énergie risque d'apparaître sous forme d'une modulation sur l'émission, il est recommandé que les moyens de contrôle soient en mesure de détecter sur la porteuse le pourcentage de modulation provenant de la source d'énergie supérieur à 5 %.*

3.4.8.3 Pendant le fonctionnement d'une radiobalise LF/MF, le dispositif de contrôle assurera en permanence la vérification du bon fonctionnement de la radiobalise, ainsi qu'il est prescrit au § 3.4.8.1, alinéas a), b) et c).

3.4.8.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, pendant le fonctionnement d'un NDB autre qu'une radiobalise LF/MF, le dispositif de contrôle assure en permanence la vérification du bon fonctionnement du radiophare, ainsi qu'il est prescrit au § 3.4.8.1, alinéas a), b) et c).*

Note.— Des directives sur la vérification des NDB figurent au supplément C, § 6.6.

3.5 Spécifications du dispositif UHF de mesure de distance (DME)

Note 1.— La présente section traite de deux types de DME : le DME/N pour les applications générales, et le DME/P à utiliser selon les dispositions du § 3.11.3.

3.5.1 Définitions

Amplitude de crête de l'impulsion. Tension maximale de l'enveloppe de l'impulsion (A dans la figure 3-1).

Bruit sur les commandes (CMN). Partie de l'erreur de signal de guidage qui provoque des déplacements des gouvernes et commandes d'assiette latérale et longitudinale et qui est susceptible d'influer sur l'assiette de l'aéronef en vol couplé, mais qui n'écarte pas l'aéronef de l'alignement de piste et/ou de l'alignement de descente souhaités (voir le § 3.11).

Code d'impulsions. Moyen de distinguer les modes W, X, Y et Z et les modes FA et IA.

DME/N. Dispositif de mesure de distance répondant principalement aux exigences opérationnelles de la navigation en route ou en TMA ; la lettre N signifie : spectre étroit.

DME/P. Élément de mesure de distance du MLS ; la lettre P signifie : mesure précise de la distance. A les mêmes caractéristiques de spectre que le DME/N.

Durée de l'impulsion. Intervalle de temps entre le point d'amplitude 0,50 du bord avant de l'enveloppe de l'impulsion et le point de même amplitude de bord arrière (points b et f dans la figure 3-1).

Erreur de suivi (PFE). Partie de l'erreur de signal de guidage susceptible d'écarter l'aéronef de l'alignement de piste et/ou de l'alignement de descente souhaités (voir le § 3.11).

Mode approche finale (FA). Condition de fonctionnement du DME/P destinée aux vols dans la zone d'approche finale et dans la zone de piste.

Mode approche initiale (IA). Condition de fonctionnement du DME/P destinée aux vols hors de la zone d'approche finale et dans laquelle le DME/P et le DME/N sont interopérables.

Mode W, X, Y ou Z. Méthode de codage des émissions DME par espacement des impulsions d'une même paire qui permet d'utiliser chaque fréquence plus d'une fois.

Origine virtuelle. Point où la droite reliant le point d'amplitude 0,30 au point d'amplitude 0,05 sur le bord avant de l'impulsion, coupe l'axe d'amplitude nulle (voir la figure 3-2).

Point de repère d'approche MLS. Point situé sur l'alignement de descente minimal, à une hauteur spécifiée au-dessus du seuil (voir le § 3.11).

Point d'origine MLS. Point de l'axe de piste le plus proche du centre de phase de l'antenne de site d'approche (voir le § 3.11).

Poursuite. Condition dans laquelle l'interrogateur DME s'est accroché aux réponses à ses propres interrogations et fournit de façon continue des mesures de distance.

Puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.). Produit de la puissance fournie à l'antenne par le gain de l'antenne dans une direction donnée par rapport à une antenne isotrope (gain absolu ou isotrope).

Recherche. Condition dans laquelle l'interrogateur DME tente de capter et d'accrocher la réponse à ses propres interrogations émise par le transpondeur choisi.

Régime d'émission. Nombre moyen de paires d'impulsions émises par seconde par le transpondeur.

Rendement du système. Rapport du nombre des réponses valides traitées par l'interrogateur au nombre total de ses propres interrogations.

Rendement en réponses. Rapport du nombre des réponses émises par le transpondeur au nombre total des interrogations valides reçues.

Temps de descente de l'impulsion. Intervalle de temps entre le point d'amplitude 0,90 et le point d'amplitude 0,10 sur le bord arrière de l'enveloppe de l'impulsion (points e et g dans la figure 3-1).

Temps de montée de l'impulsion. Intervalle de temps entre le point d'amplitude 0,10 et le point d'amplitude 0,90 sur le bord avant de l'enveloppe de l'impulsion (points a et c dans la figure 3-1).

Temps de montée partielle. Intervalle de temps entre les points d'amplitude 0,05 et 0,30 sur le bord avant de l'enveloppe de l'impulsion (points h et i dans les figures 3-1 et 3-2).

Temps de travail (du manipulateur). Temps pendant lequel un point ou un trait faisant partie d'un caractère en code morse est émis.

Temps mort DME. Période qui suit immédiatement le décodage d'une interrogation valide, et pendant laquelle la réception d'une interrogation ne pourra pas déclencher une réponse.

Note.— Le temps mort est destiné à empêcher le transpondeur de répondre à des échos résultant de multitrajets.

3.5.2 Généralités

3.5.2.1 Le dispositif DME indiquera de façon permanente et précise, dans le poste de pilotage, la distance oblique entre un aéronef pourvu de ce dispositif et le point de référence d'une installation au sol.

3.5.2.2 Le dispositif comprendra deux éléments fondamentaux, l'un installé à bord de l'aéronef, l'autre au sol. L'équipement embarqué sera appelé interrogateur, l'équipement au sol transpondeur.

3.5.2.3 Les interrogateurs seront utilisés pour interroger les transpondeurs qui, à leur tour, transmettront à l'interrogateur des réponses synchronisées avec les interrogations, et fourniront ainsi un moyen de mesurer la distance avec précision.

3.5.2.4 Le DME/P fonctionnera dans deux modes différents : IA et FA.

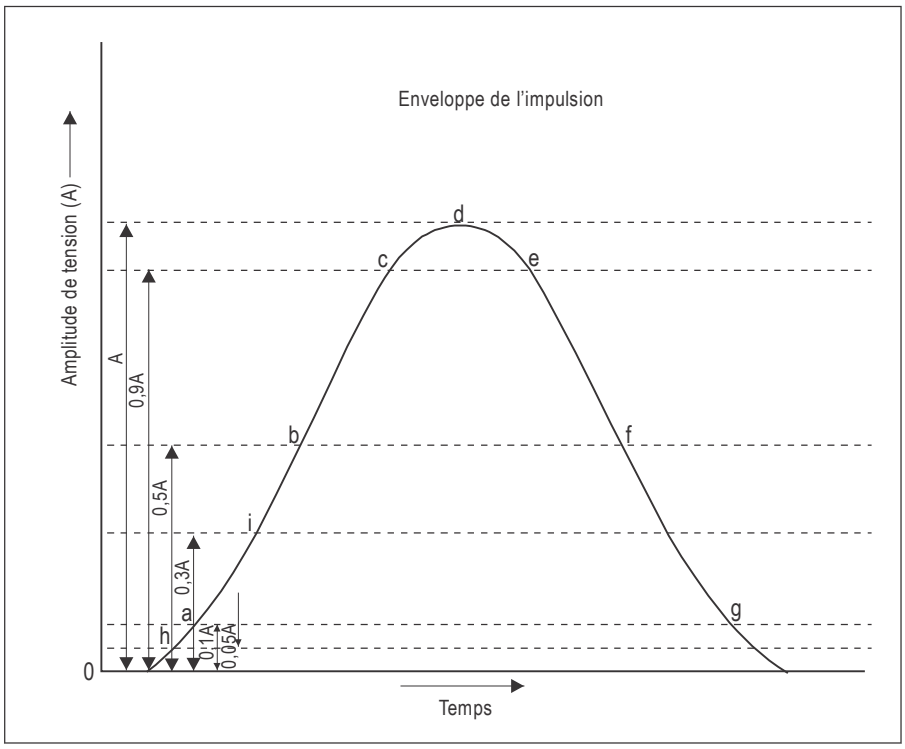


Figure 3-1

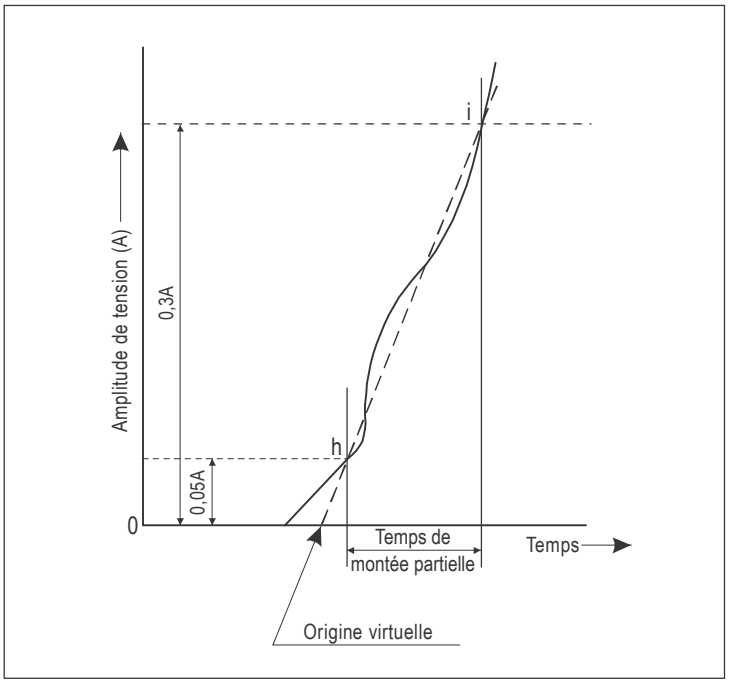


Figure 3-2

3.5.2.5 Lorsqu'un DME est associé avec un ILS, un MLS ou un VOR de façon à constituer une installation unique, les installations en question :

a) fonctionneront sur une des paires de fréquences prévues au § 3.5.3.3.4 ;

b) seront co-implantées dans les limites prescrites au § 3.5.2.6 pour des installations associées ;

c) rempliront les conditions d'identification prescrites au § 3.5.3.6.4.

3.5.2.6 *Limites de co-implantation pour un DME associé avec un ILS, un MLS ou un VOR*

3.5.2.6.1 Les VOR et DME associés seront co-implantés conformément aux dispositions ci-après :

a) pour les installations destinées, dans les régions terminales, aux procédures d'approche ou autres, lorsque le système doit permettre de déterminer la position avec toute la précision dont il est capable, l'espacement entre les antennes du VOR et du DME ne dépasse pas 80 m (260 ft) ;

b) lorsque les deux systèmes doivent servir à des fins autres que celles indiquées à l'alinéa a), l'espacement entre les antennes du VOR et du DME ne dépasse pas 600 m (2 000 ft).

3.5.2.6.2 *Association du DME avec l'ILS*

Note.— Le supplément C, § 2.11, contient des indications sur l'association du DME avec l'ILS.

3.5.2.6.3 *Association du DME avec le MLS*

3.5.2.6.3.1 **Recommandation.—** *Si un DME/P est utilisé pour donner des informations de distance, il est recommandé de l'implanter aussi près que possible de l'installation d'azimut MLS.*

Note.— Des indications sur l'implantation du DME associé avec le MLS figurent dans le supplément G, section 5, et dans le supplément C, § 7.1.6. Il s'agit notamment des mesures à prendre pour éviter une indication de distance nulle différente si le DME/P associé au MLS et le DME/N associé à l'ILS couvrent la même piste.

3.5.2.7 Les normes des sections 3.5.3, 3.5.4 et 3.5.5 précédées du symbole ‡ ne s'appliqueront qu'à l'équipement DME installé pour la première fois après le 1er janvier 1989.

3.5.3 Caractéristiques du système

3.5.3.1 *Performances*

3.5.3.1.1 *Portée.* Le système permettra de mesurer la distance oblique d'un aéronef à un transpondeur déterminé jusqu'à la limite de couverture imposée par les besoins opérationnels pour le transpondeur en question.

3.5.3.1.2 *Couverture*

3.5.3.1.2.1 Lorsque le DME/N est associé avec un VOR, sa couverture sera, autant que possible, au moins égale à celle du VOR.

3.5.3.1.2.2 Lorsque le DME/N est associé avec un ILS ou un MLS, sa couverture sera au moins égale à celle de cet ILS ou aux secteurs de couverture du guidage en angle MLS.

3.5.3.1.2.3 La couverture du DME/P sera au moins égale aux secteurs de couverture du guidage en angle d'azimut MLS.

Note.— Ces dispositions ne spécifient pas la portée et la couverture opérationnelles du système ; la distance entre les installations déjà en service peut limiter la portée dans certaines régions.

3.5.3.1.3 *Précision*

3.5.3.1.3.1 *Précision du système.* Les normes de précision spécifiées aux § 3.5.3.1.4, 3.5.4.5 et 3.5.5.4 seront respectées avec une probabilité de 95 %.

3.5.3.1.4 *Précision du DME/P*

Note 1.— Deux normes de précision (1 et 2) sont données ci-dessous dans le cas du DME/P en vue de diverses applications.

Note 2.— Des indications sur les normes de précision figurent dans le supplément C, § 7.3.2.

3.5.3.1.4.1 *Composantes de l'erreur.* L'erreur de suivi (PFE) sera constituée par les composantes fréquentielles de l'erreur DME/P à la sortie de l'interrogateur qui sont inférieures à 1,5 rad/s. Le bruit sur les commandes (CMN) sera constitué par les composantes fréquentielles de l'erreur DME/P à la sortie de l'interrogateur qui sont comprises entre 0,5 rad/s et 10 rad/s.

Note.— Les limites d'erreur spécifiées en un point doivent être appliquées sur un segment de vol qui comprend ce point. Des renseignements au sujet de l'interprétation des erreurs DME/P et au sujet de la mesure de ces erreurs sur un segment de vol adapté à la vérification en vol figurent dans le supplément C, § 7.3.6.1.

3.5.3.1.4.2 Les erreurs constatées dans le prolongement de l'axe de piste ne dépasseront pas les valeurs indiquées au tableau B à la fin de ce chapitre.

3.5.3.1.4.3 Dans le secteur d'approche, hors du prolongement de l'axe de piste, il sera toléré que la PFE admissible aux termes de la norme 1 comme de la norme 2 croisse linéairement en fonction de l'angle jusqu'à ±40° d'angle d'azimut MLS, angle sous lequel l'erreur admissible est égale à 1,5 fois sa valeur dans le prolongement de l'axe de piste à la même distance. Le CMN admissible ne croîtra pas en fonction de l'angle. Ni la PFE, ni le CMN ne croîtront en fonction de l'angle de site.

3.5.3.2 *Fréquences radioélectriques et polarisation.* Le système fonctionnera en polarisation verticale dans la bande de fréquences 960 – 1 215 MHz. Les fréquences d'interrogation et de réponse seront assignées de manière à assurer un espacement de 1 MHz entre les canaux.

3.5.3.3 *Canaux*

3.5.3.3.1 Les canaux d'interrogation-réponse du DME seront constitués de l'association d'une fréquence d'interrogation, d'une fréquence de réponse et du codage des impulsions sur ces fréquences appariées.

3.5.3.3.2 *Codage par impulsions.* Deux codes d'impulsions seront utilisés sur les canaux DME/P comme l'indique le tableau au § 3.5.4.4.1. L'un de ces codes sera utilisé dans le mode approche initiale (IA), et l'autre dans le mode approche finale (FA).

3.5.3.3.3 Les canaux d'interrogation-réponse du DME seront choisis parmi les 352 canaux prévus au tableau A (à la fin de ce chapitre) qui précise les numéros de canal, les fréquences et les codes d'impulsions.

3.5.3.3.4 *Appariement des canaux.* Lorsqu'un transpondeur DME sera destiné à fonctionner en association avec une simple installation de navigation VHF dans la bande 108 – 117,95 MHz et/ou une installation de guidage en angle MLS dans la bande 5 031,0 – 5 090,7 MHz, le canal d'interrogation-réponse DME sera associé avec le canal VHF et/ou la fréquence de guidage en angle MLS selon les indications du tableau A.

Note.— Il se pourra qu'un canal DME soit apparié à la fois avec la fréquence ILS et avec un canal MLS (voir volume V, chapitre 4, § 4.3).

3.5.3.4 *Fréquence de répétition des impulsions d'interrogation*

Note.— Si l'interrogateur fonctionne sur plus d'un canal pendant une seconde, les spécifications ci-dessous s'appliquent à la somme des interrogations sur tous les canaux.

3.5.3.4.1 *DME/N.* La fréquence moyenne de répétition des impulsions de l'interrogateur ne dépassera pas 30 paires d'impulsions par seconde, en supposant que la poursuite dure au moins 95 % du temps.

3.5.3.4.2 *DME/N.* Si l'on juge bon de diminuer la période de recherche, la fréquence de répétition des impulsions peut être augmentée pendant la recherche mais ne dépassera pas 150 paires d'impulsions par seconde.

3.5.3.4.3 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé, lorsque 15 000 paires d'impulsions ont été émises sans qu'on ait obtenu l'indication de la distance, de limiter à 60 paires d'impulsions par seconde la fréquence de répétition des impulsions en attendant que le canal d'interrogation-réponse soit changé ou que la recherche donne des résultats.*

‡3.5.3.4.4 *DME/N.* Lorsque la poursuite ne sera pas établie au bout de 30 s, la fréquence de répétition des impulsions ne dépassera pas ensuite 30 paires d'impulsions par seconde.

3.5.3.4.5 *DME/P.* La fréquence de répétition des impulsions de l'interrogateur ne dépassera pas les valeurs suivantes du nombre de paires d'impulsions par seconde :

a)	recherche	40
b)	aéronef au sol	5
c)	poursuite en mode approche initiale	16
d)	poursuite en mode approche finale	40

Note 1.— La fréquence de répétition des impulsions peut dépasser 5 paires d'impulsions par seconde pour les aéronefs au sol dans le cas où l'aéronef a besoin d'une information précise de distance.

Note 2.— Il est entendu que tous les changements de fréquence de répétition des impulsions seront accomplis par des moyens automatiques.

3.5.3.5 *Capacité du système*

3.5.3.5.1 La capacité des transpondeurs d'une région sera suffisante pour le trafic de pointe dans la région ou 100 aéronefs si cette dernière valeur est plus faible.

3.5.3.5.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé, lorsque le trafic de pointe dans une région particulière dépasse 100 aéronefs, que le transpondeur soit capable de traiter cette circulation.*

Note.— Des éléments indicatifs sur le nombre d'aéronefs à traiter figurent dans le supplément C, § 7.1.5.

3.5.3.6 *Identification du transpondeur*

3.5.3.6.1 Tous les transpondeurs émettront un signal d'identification suivant l'une des deux méthodes ci-après, conformément aux dispositions du § 3.5.3.6.5 :

a) identification indépendante, constituée par des impulsions d'identification en code (code morse international) et pouvant être utilisée pour tous les transpondeurs ;

b) signal « associé », pouvant être utilisé par les transpondeurs spécifiquement associés avec une installation de navigation VHF ou de guidage en angle MLS émettant elle-même un signal d'identification.

Note.— Une installation de guidage en angle MLS communique son identité sous la forme d'un mot numérique transmis sur le canal de données vers les zones de couverture en azimut d'approche et en azimut arrière conformément aux dispositions du § 3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.2 Pour ces deux méthodes d'identification, il sera fait usage de signaux qui consisteront en l'émission pendant une période appropriée d'une série de paires d'impulsions émises à la cadence de répétition de 1 350 paires d'impulsions par seconde et qui remplaceront temporairement toutes les impulsions de réponse qui seraient alors émises, sauf dispositions du § 3.5.3.6.2.2. Ces impulsions auront des caractéristiques analogues à celles des autres impulsions du signal de réponse.

‡3.5.3.6.2.1 *DME/N.* Les impulsions de réponse seront émises entre les temps de travail.

3.5.3.6.2.2 *DME/N.* **Recommandation.—** *Si l'on veut conserver un cycle de fonctionnement constant, il est recommandé d'émettre, 100 µs ± 10 µs après chaque paire d'impulsions d'identification, une paire d'impulsions d'égalisation ayant les mêmes caractéristiques que les paires d'impulsions d'identification.*

3.5.3.6.2.3 *DME/P.* Les impulsions de réponse seront émises entre les temps de travail.

3.5.3.6.2.4 Dans le cas du transpondeur DME/P, les paires d'impulsions de réponse à des interrogations valides en mode FA seront aussi émises pendant les temps de travail et auront priorité sur les paires d'impulsions d'identification.

3.5.3.6.2.5 Le transpondeur DME/P n'emploiera pas la paire d'impulsions d'égalisation spécifiée au § 3.5.3.6.2.2.

3.5.3.6.3 Le signal d'identification indépendante présentera les caractéristiques suivantes :

a) il consistera en l'émission de l'indicatif du transpondeur sous forme de points et de traits (code morse international) d'impulsions d'identification au moins toutes les 40 s, à la vitesse d'au moins 6 mots par minute ;

b) les caractéristiques du codage d'identification et la vitesse d'émission des lettres, pour le transpondeur DME, seront conformes aux dispositions ci-après, de manière que le temps de travail total maximal ne dépasse pas 5 s par groupe codé d'identification. La durée des points sera de 0,1 à 0,160 s, et normalement la durée des traits sera égale à trois fois celle des points. L'intervalle entre points et/ou traits sera égal à la durée d'un point ±10 %. L'intervalle de temps entre lettres ou chiffres ne sera pas inférieur à la durée de trois points. La durée totale d'émission d'un groupe codé d'identification ne dépassera pas 10 s.

Note.— La tonalité d'identification est émise à la cadence de répétition de 1 350 paires d'impulsions par seconde. L'équipement embarqué peut utiliser directement cette fréquence comme signal audible destiné au pilote ou produire d'autres fréquences, au choix du constructeur de l'interrogateur (voir le § 3.5.3.6.2).

3.5.3.6.4 Le signal « associé » présentera les caractéristiques suivantes :

a) lorsque le DME sera associé avec une installation VHF ou une installation de guidage en angle MLS, l'identification sera émise sous forme de points et de traits (code morse international) comme il est prescrit au § 3.5.3.6.3 et sera synchronisée avec le signal d'identification de l'installation VHF ;

b) chaque intervalle de 40 s sera divisé au moins en quatre périodes d'égale longueur, l'identification du transpondeur étant émise pendant une seule période et l'identification de l'installation VHF associée et de l'installation de guidage en angle MLS, le cas échéant pendant les autres périodes ;

c) lorsqu'un transpondeur DME sera associé avec un MLS, il sera identifié par les trois dernières lettres d'identification de l'installation de guidage en angle MLS spécifiées au § 3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.5 *Utilisation des systèmes d'identification*

3.5.3.6.5.1 Le système d'identification indépendante sera utilisé partout où un transpondeur ne sera pas spécifiquement associé avec une installation de navigation VHF ou une installation MLS.

3.5.3.6.5.2 Partout où un transpondeur sera spécifiquement associé avec une installation de navigation VHF ou une installation MLS, l'identification se fera au moyen du signal « associé ».

3.5.3.6.5.3 Lorsque des communications vocales seront rayonnées par une installation de navigation VHF associée, un signal « associé » émanant du transpondeur sera maintenu.

3.5.3.7 *Transition de mode DME/P*

3.5.3.7.1 L'interrogateur DME/P conforme à la norme de précision 1 passera de la poursuite en mode IA à la poursuite en mode FA à 13 km (7 NM) du transpondeur lorsque l'aéronef s'approchera du transpondeur, ou à 13 km (7 NM) au maximum du transpondeur dans toute autre circonstance.

3.5.3.7.2 Lorsque la norme de précision 1 sera appliquée, la transition de la poursuite en mode IA à la poursuite en mode FA pourra être amorcée à 14,8 km (8 NM) au maximum du transpondeur. À plus de 14,8 km (8 NM), l'interrogateur n'interrogera pas en mode FA.

Note.— Les dispositions du § 3.5.3.7.1 ne s'appliquent pas si le transpondeur est un transpondeur DME/N ou si le mode FA du transpondeur DME/P est hors service.

3.5.3.8 *Rendement du système.* La précision spécifiée au § 3.5.3.1.4 pour le système DME/P sera obtenue avec un rendement du système d'au moins 50 %.

3.5.4 Caractéristiques techniques détaillées du transpondeur et du moniteur associé

3.5.4.1 *Émetteur*

3.5.4.1.1 *Fréquence de fonctionnement.* Le transpondeur émettra sur la fréquence de réponse du canal DME assigné (voir le § 3.5.3.3.3).

3.5.4.1.2 *Stabilité de fréquence.* La fréquence radioélectrique de fonctionnement ne s'écartera pas de plus de 0,002 % de la fréquence assignée.

3.5.4.1.3 *Forme des impulsions et spectre.* Toutes les impulsions rayonnées seront conformes aux dispositions suivantes :

a) *Temps de montée*

1) *DME/N.* Le temps de montée de l'impulsion ne dépassera pas 3 µs.

2) *DME/P.* Le temps de montée de l'impulsion ne dépassera pas 1,6 µs. Pour le mode FA, le temps de montée partielle de l'impulsion sera égal à 0,25 ± 0,05 µs. En ce qui concerne le mode FA et lorsque la norme de précision 1 sera appliquée, la pente de l'impulsion dans le temps de montée partielle ne variera pas de plus de ±20 %. Lorsque la norme de précision 2 sera appliquée, la pente ne variera pas de plus de ±10 %.

3) *DME/P.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que le temps de montée de l'impulsion ne dépasse pas 1,2 µs.*

b) La durée de l'impulsion sera de 3,5 µs ± 0,5 µs.

c) Le temps de descente de l'impulsion aura une valeur nominale de 2,5 µs mais ne dépassera pas 3,5 µs.

d) L'amplitude instantanée de l'impulsion ne tombera à aucun moment à moins de 95 % de l'amplitude de tension maximale de l'impulsion, entre le point du bord avant d'amplitude égale à 95 % de l'amplitude maximale et le point de bord arrière d'amplitude égale à 95 % de l'amplitude maximale.

e) *DME/N et DME/P.* Le spectre du signal modulé par impulsions sera tel que, durant l'impulsion, la p.i.r.e. dans une bande de 0,5 MHz centrée sur des fréquences supérieure de 0,8 MHz ou inférieure de 0,8 MHz à la fréquence nominale ne dépassera pas dans chaque cas 200 mW et la p.i.r.e. dans une bande de 0,5 MHz centrée sur des fréquences supérieure de 2 MHz ou inférieure de 2 MHz à la fréquence nominale ne dépassera pas dans chaque cas 2 mW. La p.i.r.e. contenue dans toute bande de 0,5 MHz diminuera de façon monotone à mesure que la fréquence centrale de la bande s'éloigne de la fréquence nominale de canal.

Note.— Le document ED-57 (Amendement nº 1 compris) de l'EUROCAE contient des éléments indicatifs sur la mesure du spectre du signal modulé par impulsions.

f) En vue de l'emploi correct des techniques des seuils, l'amplitude instantanée de tout transitoire de nature à déclencher une impulsion, qui se produit dans le temps avant l'origine virtuelle, sera inférieure à 1 % de l'amplitude de crête de l'impulsion. Le processus de déclenchement ne sera pas amorcé plus d'une microseconde avant l'origine virtuelle.

Note 1.— « Durant l'impulsion » signifie pendant l'intervalle total entre le début et la fin de l'émission de l'impulsion. Pour des raisons d'ordre pratique, cet intervalle pourra être mesuré entre les points d'amplitude 0,05 des bords avant et arrière de l'enveloppe de l'impulsion.

Note 2.— La puissance dans les bandes de fréquences spécifiées au § 3.5.4.1.3, alinéa e), est la puissance moyenne durant l'impulsion. La puissance moyenne dans une bande de fréquences donnée est le quotient de l'énergie contenue dans cette bande de fréquences par le temps d'émission de l'impulsion selon la Note 1.

3.5.4.1.4 *Espacement entre impulsions*

3.5.4.1.4.1 L'espacement entre les impulsions d'une même paire sera conforme aux spécifications du tableau du § 3.5.4.4.1.

3.5.4.1.4.2 *DME/N.* La tolérance d'espacement entre impulsions sera de ±0,25 µs.

3.5.4.1.4.3 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que la tolérance d'espacement entre impulsions DME/N soit de ±0,10 µs.*

3.5.4.1.4.4 *DME/P.* La tolérance d'espacement entre impulsions sera de ±0,10 µs.

3.5.4.1.4.5 L'espacement entre impulsions sera mesuré entre les points de demi-tension sur le bord avant des deux impulsions.

3.5.4.1.5 *Puissance de crête*

3.5.4.1.5.1 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que la p.i.r.e. de crête ne soit pas inférieure à celle qui est nécessaire pour garantir une densité de puissance de crête de l'impulsion d'environ –83 dBW/m² à la valeur maximale spécifiée de la portée utile horizontale et de la portée utile verticale.*

‡3.5.4.1.5.2 *DME/N.* La p.i.r.e. de crête ne sera pas inférieure à celle qui est nécessaire pour garantir une densité de puissance de crête de l'impulsion de –89 dBW/m² dans toutes les conditions météorologiques opérationnelles en tout point de la couverture spécifiée au § 3.5.3.1.2.

Note.— Bien que la norme du § 3.5.4.1.5.2 suppose une amélioration de la sensibilité du récepteur de l'interrogateur, il est entendu que la densité de puissance spécifiée au § 3.5.4.1.5.1 sera obtenue à la valeur maximale spécifiée de la portée utile horizontale et de la portée utile verticale.

3.5.4.1.5.3 *DME/P.* La p.i.r.e. de crête ne sera pas inférieure à celle qui est nécessaire pour garantir les valeurs ci-dessous de la densité de puissance de crête de l'impulsion dans toutes les conditions météorologiques opérationnelles :

a) –89 dBW/m² en tout point de la couverture spécifiée au § 3.5.3.1.2 à plus de 13 km (7 NM) de l'antenne du transpondeur ;

b) –75 dBW/m² en tout point de la couverture spécifiée au § 3.5.3.1.2 ci-dessus à moins de 13 km (7 NM) de l'antenne du transpondeur ;

c) –70 dBW/m² au point de repère d'approche MLS ;

d) –79 dBW/m² à 2,5 m (8 ft) au-dessus du point d'origine MLS ou du point le plus éloigné sur l'axe de piste qui soit en visibilité directe de l'antenne du transpondeur DME.

Note.— Le supplément C, § 7.2.1 et 7.3.8, contient des éléments indicatifs sur la p.i.r.e.

3.5.4.1.5.4 La puissance de crête des impulsions élémentaires d'une paire quelconque d'impulsions ne variera pas de plus de 1 dB.

3.5.4.1.5.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la capacité de répondre de l'émetteur soit telle que le transpondeur puisse fonctionner sans arrêt au régime d'émission de 2 700 paires d'impulsions ± 90 paires d'impulsions par seconde (dans le cas où le service doit être assuré à 100 aéronefs).*

Note.— Le supplément C, § 7.1.5, contient des indications sur le rapport entre le nombre d'aéronefs et le régime d'émission.

3.5.4.1.5.6 L'émetteur devra fonctionner à un régime d'émission d'au moins 700 paires d'impulsions par seconde, paires d'impulsions aléatoires et paires d'impulsions de réponse de distance comprises, sauf pendant l'identification. Le régime minimal d'émission sera aussi proche que possible de 700 paires d'impulsions par seconde. Pour le DME/P, il ne dépassera en aucun cas 1 200 paires d'impulsions par seconde.

Note.— Les transpondeurs DME ayant un régime d'émission au repos de près de 700 paires d'impulsions par seconde réduiront au minimum les effets du brouillage par impulsions, notamment celui causé à d'autres services aéronautiques tels que le GNSS.

3.5.4.1.6 *Rayonnement non essentiel.* Pendant les intervalles entre les émissions d'impulsions individuelles, la puissance non essentielle reçue et mesurée dans un récepteur ayant les mêmes caractéristiques qu'un récepteur de transpondeur et accordé sur une fréquence quelconque d'interrogation ou de réponse DME sera inférieure de plus de 50 dB à la puissance de crête d'impulsion reçue et mesurée dans le même récepteur accordé sur la fréquence de réponse utilisée pendant l'émission des impulsions voulues. Cette disposition s'applique à toutes les émissions non essentielles, y compris le brouillage dû au modulateur et les perturbations électriques.

‡3.5.4.1.6.1 *DME/N.* Le niveau de puissance du rayonnement non essentiel spécifié au § 3.5.4.1.6 sera de plus de 80 dB inférieur au niveau de puissance d'impulsion de crête.

3.5.4.1.6.2 *DME/P.* Le niveau de puissance du rayonnement non essentiel spécifié au § 3.5.4.1.6 sera de plus de 80 dB inférieur au niveau de puissance d'impulsion de crête.

3.5.4.1.6.3 *Rayonnement non essentiel hors bande.* À toutes les fréquences, de 10 à 1 800 MHz, à l'exclusion de la bande de fréquences 960 – 1 215 MHz, le rayonnement non essentiel de l'émetteur du transpondeur DME ne dépassera pas –40 dBm dans toute tranche de 1 kHz de bande passante du récepteur.

3.5.4.1.6.4 La p.i.r.e. de toute harmonique en onde entretenue de la fréquence porteuse sur un canal de fonctionnement DME quelconque ne dépassera pas –10 dBm.

3.5.4.2 *Récepteur*

3.5.4.2.1 *Fréquence de fonctionnement.* La fréquence centrale du récepteur sera la fréquence d'interrogation du canal d'interrogation-réponse DME assigné (voir le § 3.5.3.3.3).

3.5.4.2.2 *Stabilité de fréquence.* La fréquence centrale du récepteur ne s'écartera pas de plus de ±0,002 % de la fréquence assignée.

3.5.4.2.3 *Sensibilité du transpondeur*

3.5.4.2.3.1 En l'absence de toutes les paires d'impulsions d'interrogation, sauf celles qui sont nécessaires à la mesure de la sensibilité, les paires d'impulsions d'interrogation dont la fréquence nominale et l'espacement sont corrects déclencheront le transpondeur si la densité de puissance de crête à l'antenne du transpondeur est d'au moins :

a) –103 dBW/m^2 pour le DME/N avec une zone de couverture supérieure à 56 km (30 NM) ;

b) –93 dBW/m^2 pour le DME/N avec une zone de couverture ne dépassant pas 56 km (30 NM) ;

c) –86 dBW/m^2 pour le DME/P en mode IA ;

d) –75 dBW/m^2 pour le DME/P en mode FA.

3.5.4.2.3.2 Avec les densités minimales de puissance spécifiées au § 3.5.4.2.3.1, le transpondeur répondra avec un rendement d'au moins :

a) 70 % pour le DME/N ;

b) 70 % pour le DME/P en mode IA ;

c) 80 % pour le DME/P en mode FA.

‡3.5.4.2.3.3 *Gamme dynamique du DME/N.* Les performances du transpondeur seront les mêmes lorsque la densité de puissance du signal d'interrogation capté par son antenne variera entre le minimum spécifié au § 3.5.4.2.3.1 et un maximum de –22 dBW/m^2 lorsqu'il est installé avec l'ILS ou le MLS, et –35 dBW/m^2 lorsqu'il est installé pour d'autres applications.

3.5.4.2.3.4 *Gamme dynamique du DME/P.* Les performances du transpondeur seront les mêmes lorsque la densité de puissance du signal d'interrogation capté par son antenne variera entre le minimum spécifié au § 3.5.4.2.3.1 et un maximum de –22 dBW/m^2.

3.5.4.2.3.5 Le seuil de sensibilité du transpondeur ne variera pas de plus de 1 dB lorsque la charge du transpondeur varie entre 0 et 90 % du régime maximal d'émission.

‡3.5.4.2.3.6 *DME/N.* Lorsque l'espacement entre les impulsions d'une paire d'impulsions d'interrogation variera au maximum de ±1 µs par rapport à la valeur nominale, la sensibilité du récepteur ne sera pas réduite de plus de 1 dB.

3.5.4.2.3.7 *DME/P.* Lorsque l'espacement entre les impulsions d'une paire d'impulsions d'interrogation variera au maximum de ±1 µs par rapport à la valeur nominale, la sensibilité du récepteur ne sera pas réduite de plus de 1 dB.

3.5.4.2.4 *Limitation de la charge*

3.5.4.2.4.1 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé, lorsque la charge du transpondeur dépasse 90 % du régime maximal d'émission, de réduire automatiquement la sensibilité du récepteur de manière à limiter les réponses du transpondeur et à ne pas dépasser le régime maximal admissible d'émission (on doit pouvoir réduire la sensibilité d'au moins 50 dB).*

3.5.4.2.4.2 *DME/P.* Pour éviter toute surcharge, le transpondeur limitera automatiquement ses réponses de manière que le régime maximal admissible d'émission ne soit pas dépassé. Si la réduction de sensibilité du récepteur est utilisée à cet effet, elle ne s'appliquera qu'au mode IA et n'aura pas d'incidence sur le mode FA.

3.5.4.2.5 *Bruit.* Lorsque des interrogations ayant la densité de puissance spécifiée au § 3.5.4.2.3.1 amèneront le transpondeur à émettre à 90 % de son régime maximal, le nombre des paires d'impulsions répondant à un bruit ne dépassera pas 5 % de ce régime maximal.

3.5.4.2.6 *Bande passante*

3.5.4.2.6.1 La bande passante minimale admissible du récepteur sera telle que le seuil de sensibilité du transpondeur ne baissera pas de plus de 3 dB lorsque la dérive totale du récepteur sera ajoutée à une dérive de ±100 kHz de la fréquence d'interrogation à l'arrivée.

3.5.4.2.6.2 *DME/N.* La bande passante du récepteur sera suffisante pour que les dispositions du § 3.5.3.1.3 soient respectées en présence des signaux d'entrée spécifiés au § 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.6.3 *DME/P – Mode IA.* La bande passante du récepteur sera suffisante pour que les dispositions du § 3.5.3.1.3 soient respectées en présence des signaux d'entrée spécifiés au § 3.5.5.1.3. La bande passante à 12 dB ne dépassera pas 2 MHz et la bande passante à 60 dB ne dépassera pas 10 MHz.

3.5.4.2.6.4 *DME/P – Mode FA.* La bande passante du récepteur sera suffisante pour que les dispositions du § 3.5.3.1.3 soient respectées en présence des signaux d'entrée spécifiés du § 3.5.5.1.3. La bande passante à 12 dB ne dépassera pas 6 MHz et la bande passante à 60 dB ne dépassera pas 20 MHz.

3.5.4.2.6.5 Les signaux dont la fréquence diffère de plus de 900 kHz de la fréquence nominale du canal utile et dont la densité de puissance peut atteindre les valeurs spécifiées au § 3.5.4.2.3.3 pour le DME/N et au § 3.5.4.2.3.4 pour le DME/P ne déclencheront pas le transpondeur. Les signaux arrivant à la fréquence intermédiaire seront atténués d'au moins 80 dB. Toutes les autres réponses non essentielles ou tous les autres signaux non essentiels dans la bande 960 – 1 215 MHz et toutes les fréquences-images seront atténués d'au moins 75 dB.

3.5.4.2.7 *Temps de rétablissement.* Dans les 8 µs qui suivront la réception d'un signal situé entre 0 dB et 60 dB au-dessus du niveau minimal de sensibilité, le niveau minimal de sensibilité du transpondeur à un signal utile sera égal, à 3 dB près, à la valeur obtenue en l'absence de signaux. La présente spécification sera respectée lorsque les circuits de suppression d'écho, s'il y en a, auront été mis hors service. Ce délai de 8 µs sera mesuré entre les points de demi-tension des bords avant des deux signaux, dont la forme satisfera aux dispositions du § 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.8 *Rayonnement non essentiel.* Le rayonnement émanant d'une partie quelconque du récepteur ou des circuits associés satisfera aux dispositions du § 3.5.4.1.6.

3.5.4.2.9 *Suppression des ondes entretenues et des échos*

Recommandation.— *Il est recommandé que la suppression des ondes entretenues et des échos soit suffisante pour l'emplacement du transpondeur.*

Note.— Dans cette recommandation, on entend par écho tout signal non désiré dû aux multitrajets (réflexions, etc.).

3.5.4.2.10 *Protection contre le brouillage*

Recommandation.— *Il est recommandé que la protection contre le brouillage hors de la bande de fréquences DME soit suffisante pour l'emplacement du transpondeur.*

3.5.4.3 *Décodage*

3.5.4.3.1 Le transpondeur comprendra un circuit décodeur tel que le transpondeur ne puisse être déclenché que par des paires d'impulsions reçues caractérisées par une durée d'impulsion et des espacements entre impulsions propres aux signaux d'interrogateur décrits aux § 3.5.5.1.3 et 3.5.5.1.4.

3.5.4.3.2 Les performances du circuit décodeur ne seront pas influencées par des signaux arrivant avant les impulsions formant une paire d'espacement normal, entre ces impulsions élémentaires ou après elles.

‡3.5.4.3.3 *DME/N – Réjection par le décodeur.* Une paire d'impulsions d'interrogation dont l'espacement différera de ±2 µs ou davantage de la valeur nominale et dont le niveau de signal s'élèvera jusqu'à la valeur spécifiée au § 3.5.4.2.3.3 sera rejetée afin que le régime d'émission ne dépasse pas la valeur obtenue en l'absence de ces interrogations.

3.5.4.3.4 *DME/P – Réjection par le décodeur.* Une paire d'impulsions d'interrogation dont l'espacement différera de ±2 µs ou davantage de la valeur nominale et dont le niveau de signal s'élèvera jusqu'à la valeur spécifiée au § 3.5.4.2.3.4 sera rejetée afin que le régime d'émission ne dépasse pas la valeur obtenue en l'absence de ces interrogations.

3.5.4.4 *Retard systématique*

3.5.4.4.1 Lorsqu'un DME sera associé seulement avec une installation VHF, le retard systématique sera l'intervalle entre le point de demi-tension du flanc avant de la deuxième impulsion élémentaire de la paire d'impulsions d'interrogation et le point de demi-tension du flanc avant de la deuxième impulsion élémentaire de la paire d'impulsions de réponse. Ce retard sera conforme aux indications du tableau suivant lorsque l'on souhaitera que les interrogateurs embarqués indiquent la distance à l'emplacement du transpondeur.

		Espacement entre impulsions d'une même paire (µs)		*Retard systématique (µs)*	
Code de canal	*Mode de fonctionnement*	*Interrogation*	*Réponse*	*Séquencement sur 1re impulsion*	*Séquencement sur 2e impulsion*
X	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	–
	DME/P FA M	18	12	56	–
Y	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	–
	DME/P FA M	42	30	62	–
W	DME/N	–	–	–	–
	DME/P IA M	24	24	50	–
	DME/P FA M	30	24	56	–
Z	DME/N	–	–	–	–
	DME/P IA M	21	15	56	–
	DME/P FA M	27	15	62	–

Note 1.— W et X sont obtenus par multiplexage sur la même fréquence.

Note 2.— Z et Y sont obtenus par multiplexage sur la même fréquence.

3.5.4.4.2 Lorsque le DME sera associé avec une installation de guidage en angle MLS, le retard systématique sera l'intervalle entre le point de demi-tension du bord avant de la première impulsion élémentaire de la paire d'impulsions d'interrogation et le point de demi-tension du bord avant de la première impulsion élémentaire de la paire d'impulsions de réponse. Ce retard sera de 50 µs pour les canaux du mode X et de 56 µs pour les canaux du mode Y si l'on veut que les interrogateurs embarqués indiquent la distance à l'emplacement du transpondeur.

3.5.4.4.2.1 Dans le cas du transpondeur DME/P, aucune adaptation du retard systématique ne sera permise.

3.5.4.4.3 **Recommandation.—** *Dans le cas du DME/N, il est recommandé que le retard systématique du transpondeur puisse être réglé à une valeur convenable comprise entre la valeur nominale et la valeur nominale moins 15 µs de façon que les interrogateurs embarqués puissent indiquer la distance à un point spécifique éloigné de l'emplacement du transpondeur.*

Note.— Les modes qui ne permettent pas d'utiliser la marge totale de 15 µs de retard systématique du transpondeur risquent de ne pouvoir être adaptés que dans les limites imposées par le retard et le temps de rétablissement des circuits du transpondeur.

‡3.5.4.4.3.1 *DME/N.* Le retard systématique sera l'intervalle entre le point de demi-tension du bord avant de la première impulsion de la paire d'impulsions d'interrogation et le point de demi-tension du bord avant de la première impulsion de la paire d'impulsions de réponse.

3.5.4.4.3.2 *DME/P – Mode IA.* Le retard systématique sera l'intervalle entre le point de demi-tension du bord avant de la première impulsion de la paire d'impulsions d'interrogation et le point de demi-tension du bord avant de la première impulsion de la paire d'impulsions de réponse.

3.5.4.4.3.3 *DME/P – Mode FA.* Le retard systématique sera l'intervalle entre l'origine virtuelle de la première impulsion de la paire d'impulsions d'interrogation et l'origine virtuelle de la première impulsion de la paire d'impulsions de réponse. Les points de mesure du temps d'arrivée seront compris dans le temps de montée partielle de la première impulsion de la paire d'impulsions dans chaque cas.

3.5.4.4.4 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que le transpondeur soit situé aussi près que possible du point où la distance indiquée doit être nulle.*

Note 1.— Il est souhaitable de réduire autant que possible le rayon de la sphère à la surface de laquelle la distance indiquée est nulle afin de limiter la zone d'ambiguïté.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur l'implantation d'un DME associé avec un MLS figurent au supplément C, § 7.1.6, et au supplément G, section 5. Il s'agit notamment des mesures à prendre pour éviter une indication de distance nulle différente si le DME/P associé au MLS et le DME/N associé à l'ILS couvrent la même piste.

3.5.4.5 *Précision*

3.5.4.5.1 *DME/N.* La partie de l'erreur globale du système attribuable au transpondeur ne dépassera pas ±1 µs [150 m (500 ft)].

3.5.4.5.1.1 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que la partie de l'erreur totale du système attribuable à la combinaison des erreurs du transpondeur, des erreurs de coordonnées du transpondeur, des effets de propagation et des effets du brouillage aléatoire par impulsions, ne soit pas supérieure à ±340 m (0,183 NM) plus 1,25 % de la mesure de distance.*

Note.— La limite de contribution des erreurs comprend les erreurs de toute provenance sauf les erreurs de l'équipement embarqué et part du principe que l'équipement embarqué mesure les délais sur la base de la première impulsion constitutive d'une paire d'impulsions.

‡3.5.4.5.1.2 *DME/N.* La contribution de la combinaison des erreurs du transpondeur, des erreurs de coordonnées du transpondeur, des effets de propagation et des effets du brouillage aléatoire par impulsions à l'erreur globale du système ne dépassera pas ±185 m (0,1 NM).

Note.— La limite de contribution des erreurs comprend les erreurs de toute provenance sauf les erreurs de l'équipement embarqué et part du principe que l'équipement embarqué mesure les délais sur la base de la première impulsion constitutive d'une paire d'impulsions.

‡3.5.4.5.2 *DME/N.* La partie de l'erreur globale du système attribuable à un transpondeur associé avec une aide d'atterrissage ne dépassera pas ±0,5 µs [75 m (250 ft)].

3.5.4.5.3 *DME/P – Mode FA*

3.5.4.5.3.1 *Norme de précision 1.* La partie de l'erreur globale du système attribuable au transpondeur ne dépassera pas ±10 m (±33 ft) de PFE et ±8 m (±26 ft) de CMN.

3.5.4.5.3.2 *Norme de précision 2.* La partie de l'erreur globale du système attribuable au transpondeur ne dépassera pas ±5 m (±16 ft) de PFE et ±5 m (±16 ft) de CMN.

3.5.4.5.4 *DME/P – Mode IA.* La partie de l'erreur globale du système attribuable au transpondeur ne dépassera pas ±15 m (±50 ft) de PFE et ±10 m (±33 ft) de CMN.

3.5.4.5.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé, dans le cas d'un DME associé avec une installation de guidage en angle MLS, que la précision ci-dessus comprenne l'erreur introduite par la détection de la première impulsion du fait des tolérances d'espacement entre impulsions.*

3.5.4.6 *Rendement*

3.5.4.6.1 Le rendement en réponses du transpondeur sera d'au moins 70 % pour le DME/N et le DME/P (mode IA) et 80 % pour le DME/P (mode FA) pour toute valeur de la charge inférieure ou égale à la charge indiquée au § 3.5.3.5 et au niveau minimal de sensibilité spécifié aux § 3.5.4.2.3.1 et 3.5.4.2.3.5.

Note.— Lors de l'évaluation de la valeur du rendement en réponses du transpondeur, il faut tenir compte du temps mort du DME ainsi que de la charge résultant de la fonction de contrôle.

3.5.4.6.2 *Temps mort du transpondeur.* Le transpondeur sera mis hors service pendant une période n'excédant pas normalement 60 µs après qu'une interrogation valide aura été décodée. Dans des cas extrêmes, lorsque le lieu d'implantation du transpondeur est tel que les réflexions indésirables posent des problèmes, on pourra allonger le temps mort, mais seulement de la quantité minimale nécessaire pour permettre la suppression des échos dans le cas du DME/N et du mode IA du DME/P.

3.5.4.6.2.1 Dans le cas du DME/P, le temps mort en mode IA n'interrompra pas le canal mode FA et inversement.

3.5.4.7 *Moniteurs et commande*

3.5.4.7.1 Dans chaque station, des moyens seront mis en œuvre pour contrôler et commander automatiquement le transpondeur en service.

3.5.4.7.2 *Fonctionnement du moniteur du DME/N*

3.5.4.7.2.1 Lorsqu'une des conditions spécifiées au § 3.5.4.7.2.2 se produira, le moniteur déclenchera le processus suivant :

a) une indication appropriée sera donnée à un point de commande ;

b) le transpondeur en service sera automatiquement arrêté ;

c) le transpondeur de secours, s'il existe, sera automatiquement mis en service.

3.5.4.7.2.2 Le moniteur déclenchera le processus spécifié au § 3.5.4.7.2.1 dans les conditions suivantes :

a) le retard systématique du transpondeur s'écarte de 1 µs [150 m (500 ft)] ou davantage de la valeur fixée ;

‡b) dans le cas d'un DME/N associé avec une aide d'atterrissage, le retard systématique du transpondeur s'écarte de 0,5 µs [75 m (250 ft)] ou davantage de la valeur fixée.

3.5.4.7.2.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le moniteur déclenche le processus spécifié au § 3.5.4.7.2.1 si l'espacement entre la première et la seconde impulsion des paires émises par le transpondeur s'écarte de 1 µs ou davantage de la valeur nominale spécifiée au tableau faisant suite au § 3.5.4.4.1.*

3.5.4.7.2.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le moniteur fasse également donner à un point de commande une indication appropriée si l'une des conditions ci-après se produit :*

a) chute de 3 dB ou davantage de la puissance émise par le transpondeur ;

b) chute de 6 dB ou davantage de la sensibilité minimale du récepteur du transpondeur (sous réserve que cette chute ne soit pas due aux circuits de commande automatique de gain du récepteur) ;

c) variation de 1 µs ou davantage, par rapport à la valeur normale spécifiée au § 3.5.4.1.4, de l'espacement entre la première et la seconde impulsion de la paire d'impulsions de réponse du transpondeur ;

d) variation des fréquences du récepteur et de l'émetteur du transpondeur débordant le domaine d'action des circuits considérés (si les fréquences de fonctionnement ne sont pas directement commandées par quartz).

3.5.4.7.2.5 Des dispositions seront prises afin que chacune des conditions et anomalies de fonctionnement énumérées aux § 3.5.4.7.2.2, 3.5.4.7.2.3 et 3.5.4.7.2.4 puisse persister pendant quelques instants avant que n'intervienne le moniteur correspondant. Le délai à prévoir pour éviter d'interrompre le service pour des causes transitoires sera aussi bref que possible et ne dépassera pas 10 s.

3.5.4.7.2.6 Le transpondeur ne sera pas déclenché plus de 120 fois par seconde aux fins de contrôle ou de commande automatique des fréquences.

3.5.4.7.3 *Fonctionnement du moniteur du DME/P*

3.5.4.7.3.1 Le moniteur fera cesser le rayonnement du transpondeur et avertira un point de commande si l'une quelconque des conditions ci-après dure plus longtemps que la période de temps spécifiée :

a) variation de la PFE du transpondeur qui dépasse les limites spécifiées au § 3.5.4.5.3 ou au § 3.5.4.5.4 pendant plus d'une seconde. Si la limite applicable au mode FA est dépassée mais que la limite applicable au mode IA est respectée, le mode IA pourra rester en service ;

b) chute de la p.i.r.e. dont la valeur tombe au-dessous du niveau nécessaire pour respecter les spécifications du § 3.5.4.1.5.3 pendant plus d'une seconde ;

c) chute de 3 dB ou davantage de la sensibilité du transpondeur nécessaire pour respecter les spécifications du § 3.5.4.2.3 pendant plus de 5 s en mode FA et 10 s en mode IA (sous réserve que cette chute ne soit pas due aux circuits de réduction automatique de sensibilité du récepteur) ;

d) variation de 0,25 µs ou davantage, par rapport à la valeur spécifiée au tableau présenté au § 3.5.4.4.1, de l'espacement entre la première et la seconde impulsion de la paire d'impulsions de réponse du transpondeur, pendant plus d'une seconde.

3.5.4.7.3.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le moniteur fasse donner à un point de commande une indication appropriée si le temps de montée partielle de l'impulsion de réponse augmente pour dépasser 0,3 µs ou diminue pour tomber à moins de 0,2 µs pendant plus d'une seconde.*

3.5.4.7.3.3 Le temps de rayonnement de toute information de guidage erronée ne dépassera pas les périodes spécifiées au § 3.5.4.7.3.1. Les tentatives faites pour remédier à un dérangement en réarmant l'équipement sol principal ou en passant sur l'équipement sol de secours, s'il y en a, seront menées à bien dans ces délais. S'il n'est pas remédié au dérangement dans le délai accordé, le rayonnement cessera. Aucune tentative de rétablissement du service ne sera faite moins de 20 s après l'arrêt de l'équipement.

3.5.4.7.3.4 Le transpondeur ne sera pas déclenché plus de 120 fois par seconde en mode IA et 150 fois par seconde en mode FA aux fins de contrôle.

3.5.4.7.3.5 *Défaillance de moniteur de DME/N et de DME/P.* La défaillance d'une partie quelconque du moniteur lui-même produira automatiquement le même effet qu'une anomalie de fonctionnement de l'élément contrôlé.

3.5.5 Caractéristiques techniques de l'interrogateur

Note.— Les spécifications des alinéas ci-après ne portent que sur les caractéristiques de l'interrogateur qu'il faut définir pour que l'interrogateur :

a) ne compromette pas le bon fonctionnement du DME, par exemple en soumettant le transpondeur à une charge anormalement élevée ;

b) puisse donner des indications de distance précises.

3.5.5.1 *Émetteur*

3.5.5.1.1 *Fréquence de fonctionnement.* L'interrogateur émettra sur la fréquence d'interrogation du canal DME assigné (voir le § 3.5.3.3.3).

Note.— Cette spécification n'empêche pas d'utiliser des interrogateurs embarqués ayant un nombre de canaux d'interrogation-réponse inférieur au nombre total.

3.5.5.1.2 *Stabilité de fréquence.* La fréquence radioélectrique de fonctionnement ne s'écartera pas de plus de 100 kHz de la fréquence assignée.

3.5.5.1.3 *Forme des impulsions et spectre.* Toutes les impulsions rayonnées posséderont les caractéristiques suivantes :

a) *Temps de montée*

1) *DME/N.* Le temps de montée de l'impulsion ne dépassera pas 3 µs.

2) *DME/P.* Le temps de montée de l'impulsion ne dépassera pas 1,6 µs. Dans le mode FA, le temps de montée partielle de l'impulsion sera égal à 0,25 ± 0,05 µs. En ce qui concerne le même mode et la norme de précision 1, la pente de la partie de l'impulsion correspondant au temps de montée partielle ne variera pas de plus de ±20 %. Lorsque la norme de précision 2 s'appliquera, la pente ne variera pas de plus de ±10 %.

3) *DME/P.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que le temps de montée de l'impulsion ne dépasse pas 1,2 µs.*

b) La durée de l'impulsion sera de 3,5 ± 0,5 µs.

c) Le temps de descente de l'impulsion aura une valeur nominale de 2,5 µs mais ne dépassera pas 3,5 µs.

d) L'amplitude instantanée de l'impulsion ne tombera à aucun moment à moins de 95 % de l'amplitude de tension maximale de l'impulsion, entre le point du bord avant d'amplitude égale à 95 % de l'amplitude maximale et le point du bord arrière d'amplitude égale à 95 % de l'amplitude maximale.

e) Le spectre du signal modulé par impulsions sera tel qu'au moins 90 % de l'énergie dans chaque impulsion seront compris dans une bande de 0,5 MHz symétrique par rapport à la fréquence nominale de canal.

f) En vue de l'emploi correct des techniques des seuils, l'amplitude instantanée de tout transitoire de nature à déclencher une impulsion, qui se produit dans le temps avant l'origine virtuelle, sera inférieure à 1 % de l'amplitude de crête de l'impulsion. Le processus de déclenchement ne sera pas amorcé plus d'une microseconde avant l'origine virtuelle.

Note 1.— Les limites inférieures de temps de montée de l'impulsion [voir le § 3.5.5.1.3, alinéa a)] et de temps de descente de l'impulsion [voir le § 3.5.5.1.3, alinéa c)] sont déterminées par les spécifications du spectre figurant au § 3.5.5.1.3, alinéa e).

Note 2.— Alors que le § 3.5.5.1.3, alinéa e), prescrit un spectre susceptible d'être obtenu dans la pratique, il est souhaitable de s'efforcer d'obtenir les caractéristiques suivantes de la tenue du spectre. Le spectre du signal modulé par impulsions est tel que la puissance contenue dans une bande de 0,5 MHz centrée sur des fréquences supérieure de 0,8 MHz et inférieure de 0,8 MHz à la fréquence nominale de canal soit dans chaque cas inférieure d'au moins 23 dB à la puissance contenue dans une bande de 0,5 MHz centrée sur la fréquence nominale de canal. La puissance contenue dans une bande de 0,5 MHz centrée sur des fréquences supérieure de 2 MHz et inférieure de 2 MHz à la fréquence nominale de canal est dans chaque cas inférieure d'au moins 38 dB à la puissance contenue dans une bande de 0,5 MHz centrée sur la fréquence nominale de canal. Tout lobe supplémentaire du spectre a une amplitude inférieure à celle du lobe adjacent plus proche de la fréquence nominale de canal.

3.5.5.1.4 *Espacement entre impulsions*

3.5.5.1.4.1 L'espacement entre les impulsions d'une même paire sera conforme aux indications du tableau présenté au § 3.5.4.4.1.

3.5.5.1.4.2 *DME/N.* La tolérance d'espacement entre impulsions sera de ±0,5 µs.

3.5.5.1.4.3 *DME/N.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que la tolérance d'espacement entre impulsions soit de ±0,25 µs.*

3.5.5.1.4.4 *DME/P.* La tolérance d'espacement entre impulsions sera de ±0,25 µs.

3.5.5.1.4.5 L'espacement entre impulsions sera mesuré entre les points de demi-tension du bord avant des deux impulsions.

3.5.5.1.5 *Fréquence de répétition des impulsions*

3.5.5.1.5.1 La fréquence de répétition des impulsions sera conforme aux spécifications du § 3.5.3.4.

3.5.5.1.5.2 L'intervalle entre paires successives d'impulsions d'interrogation variera suffisamment pour empêcher tout accrochage indésirable.

3.5.5.1.5.3 *DME/P.* Afin que la précision spécifiée pour le système au § 3.5.3.1.4 soit réalisée, l'intervalle entre paires successives d'impulsions d'interrogation variera de façon suffisamment aléatoire pour empêcher toute corrélation entre erreurs causées par des multitrajets haute fréquence.

Note.— Le supplément C, § 7.3.7, contient des indications relatives aux incidences des multitrajets sur le DME/P.

3.5.5.1.6 *Rayonnement non essentiel.* Pendant les intervalles entre les émissions d'impulsions individuelles, la puissance non essentielle de crête d'impulsion reçue et mesurée dans un récepteur ayant les mêmes caractéristiques qu'un récepteur de transpondeur DME et accordé sur une fréquence quelconque d'interrogation ou de réponse DME sera inférieure d'au moins 50 dB à la puissance de crête d'impulsion reçue et mesurée dans le même récepteur accordé sur la fréquence d'interrogation utilisée pendant l'émission des impulsions voulues. La présente disposition s'appliquera à toutes les émissions d'impulsions non essentielles. La puissance en onde entretenue non essentielle rayonnée par l'interrogateur sur toute fréquence d'interrogation ou de réponse DME ne dépassera pas 20 µW (–47 dBW).

Note.— Bien qu'il soit recommandé de limiter le rayonnement non essentiel en onde entretenue entre les impulsions à des niveaux n'excédant pas –47 dBW, les États sont mis en garde contre le fait que, lorsque des interrogateurs DME et des transpondeurs de radar secondaire de surveillance sont utilisés à bord du même aéronef, il peut être nécessaire de protéger le SSR embarqué dans la bande de fréquences 1 015 – 1 045 MHz en limitant les ondes entretenues directes et rayonnées à un niveau de l'ordre de –77 dBW. Lorsque ce niveau ne peut être respecté, on peut obtenir le degré de protection voulu en plaçant judicieusement l'une par rapport à l'autre les antennes SSR et DME de bord. Il convient de noter que seules quelques-unes des fréquences en question sont utilisées dans le plan d'appariement des fréquences VHF/DME.

3.5.5.1.7 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la puissance non essentielle de crête d'impulsion reçue et mesurée dans les conditions indiquées au § 3.5.5.1.6 soit de 80 dB inférieure à la puissance voulue de crête d'impulsion reçue.*

Note.— Voir les § 3.5.5.1.6 et 3.5.5.1.7. Bien qu'il soit recommandé de limiter le rayonnement non essentiel en onde entretenue entre les impulsions à des niveaux n'excédant pas 80 dB au-dessous de la puissance de crête d'impulsion reçue, les États sont mis en garde contre le fait que, lorsque les usagers utilisent un transpondeur de radar secondaire de surveillance à bord du même aéronef, il peut être nécessaire de limiter les ondes entretenues directes et rayonnées à 0,02 µW dans la bande de fréquences 1 015 – 1 045 MHz. Il convient de noter que seules quelques-unes des fréquences en question sont utilisées dans le plan d'appariement des fréquences VHF/DME.

3.5.5.1.8 *DME/P.* La p.i.r.e. de crête ne sera pas inférieure à celle qui est nécessaire pour fournir les densités de puissance indiquées au § 3.5.4.2.3.1 dans toutes les conditions météorologiques opérationnelles.

3.5.5.2 *Retard systématique*

3.5.5.2.1 Le retard systématique sera conforme aux indications du tableau présenté au § 3.5.4.4.1.

3.5.5.2.2 *DME/N.* Le retard systématique sera l'intervalle entre le temps du point de demi-tension du bord avant de la seconde impulsion élémentaire d'interrogation et l'instant où les circuits de distance se seront mis dans l'état correspondant à une indication de distance nulle.

‡3.5.5.2.3 *DME/N.* Le retard systématique sera l'intervalle entre le temps du point de demi-tension du bord avant de la première impulsion élémentaire d'interrogation et l'instant où les circuits de distance se seront mis dans l'état correspondant à une indication de distance nulle.

3.5.5.2.4 *DME/P – Mode IA.* Le retard systématique sera l'intervalle entre le temps du point de demi-tension du bord avant de la première impulsion élémentaire d'interrogation et l'instant où les circuits de distance se seront mis dans l'état correspondant à une indication de distance nulle.

3.5.5.2.5 *DME/P – Mode FA.* Le retard systématique sera l'intervalle entre l'origine virtuelle du bord avant de la première impulsion élémentaire d'interrogation et l'instant où les circuits de distance se seront mis dans l'état correspondant à une indication de distance nulle. Le temps d'arrivée sera mesuré dans les limites du temps de montée partielle de l'impulsion.

3.5.5.3 *Récepteur*

3.5.5.3.1 *Fréquence utilisée.* La fréquence centrale du récepteur sera la fréquence de transpondeur du canal d'interrogation-réponse DME assigné (voir le § 3.5.3.3.3).

3.5.5.3.2 *Sensibilité du récepteur*

‡3.5.5.3.2.1 *DME/N.* L'équipement embarqué sera suffisamment sensible pour acquérir et fournir l'indication de distance avec la précision spécifiée au § 3.5.5.4 pour la densité de puissance du signal spécifiée au § 3.5.4.1.5.2.

Note.— Bien que la norme du § 3.5.5.3.2.1 s'applique aux interrogateurs DME/N, la sensibilité du récepteur est supérieure à celle qui est nécessaire pour fonctionner avec la densité de puissance des transpondeurs DME/N indiquée au § 3.5.4.1.5.1 en vue de l'interopérabilité avec le mode IA des transpondeurs DME/P.

3.5.5.3.2.2 *DME/P.* L'équipement embarqué sera suffisamment sensible pour acquérir et fournir l'indication de distance avec la précision spécifiée aux § 3.5.5.4.2 et 3.5.5.4.3 pour les densités de puissance du signal spécifiées au § 3.5.4.1.5.3.

‡3.5.5.3.2.3 *DME/N.* Les performances de l'interrogateur seront les mêmes lorsque la densité de puissance du signal de transpondeur capté par l'antenne de l'interrogateur variera entre les valeurs minimales indiquées au § 3.5.4.1.5 et un maximum de –18 dBW/m^2.

3.5.5.3.2.4 *DME/P.* Les performances de l'interrogateur seront les mêmes lorsque la densité de puissance du signal de transpondeur capté par l'antenne de l'interrogateur variera entre les valeurs minimales indiquées au § 3.5.4.1.5 et un maximum de –18 dBW/m^2.

3.5.5.3.3 *Bande passante*

3.5.5.3.3.1 *DME/N.* La bande passante du récepteur sera suffisante pour que les dispositions du § 3.5.3.1.3 soient respectées en présence des signaux d'entrée spécifiés au § 3.5.4.1.3.

3.5.5.3.3.2 *DME/P – Mode IA.* La bande passante du récepteur sera suffisante pour que les dispositifs du § 3.5.3.1.3 soient respectés en présence des signaux d'entrée spécifiés au § 3.5.4.1.3. La bande passante à 12 dB ne dépassera pas 2 MHz et la bande passante à 60 dB ne dépassera pas 10 MHz.

3.5.5.3.3.3 *DME/P – Mode FA.* La bande passante du récepteur sera suffisante pour que les dispositions du § 3.5.3.1.3 soient respectées en présence des signaux d'entrée spécifiés au § 3.5.5.1.3. La bande passante à 12 dB ne dépassera pas 6 MHz et la bande passante à 60 dB ne dépassera pas 20 MHz.

3.5.5.3.4 *Réjection de brouillage*

3.5.5.3.4.1 Lorsque le rapport signal utile/signal non désiré de DME sur canal commun est d'au moins 8 dB aux bornes d'entrée du récepteur embarqué, l'interrogateur fournira la distance et une identification non équivoque d'après le signal le plus fort.

Note.— On désigne par « signaux sur canal commun » les signaux de réponse de même fréquence et de même espacement entre paires d'impulsions.

‡3.5.5.3.4.2 *DME/N.* Les signaux DME écartés de plus de 900 kHz de la fréquence nominale de canal utile et dont l'amplitude s'élèvera jusqu'à 42 dB au-dessus du seuil de sensibilité seront rejetés.

3.5.5.3.4.3 *DME/P.* Les signaux DME écartés de plus de 900 kHz de la fréquence nominale de canal utile et dont l'amplitude s'élèvera jusqu'à 42 dB au-dessus du seuil de sensibilité seront rejetés.

3.5.5.3.5 *Décodage*

3.5.5.3.5.1 L'interrogateur comprendra un circuit décodeur tel que le récepteur ne puisse être déclenché que par la réception de paires d'impulsions dont la durée d'impulsion et les espacements entre impulsions sont propres aux signaux de transpondeur décrits au § 3.5.4.1.4.

‡3.5.5.3.5.2 *DME/N – Réjection par le décodeur.* Une paire d'impulsions de réponse dont l'espacement différera de ±2 µs ou davantage de la valeur nominale et dont le niveau de signal s'élèvera jusqu'à 42 dB au-dessus de la sensibilité du récepteur sera rejetée.

3.5.5.3.5.3 *DME/P – Réjection par le décodeur.* Une paire d'impulsions de réponse dont l'espacement différera de ±2 µs ou davantage de la valeur nominale et dont le niveau de signal s'élèvera jusqu'à 42 dB au-dessus de la sensibilité du récepteur sera rejetée.

3.5.5.4 *Précision*

‡3.5.5.4.1 *DME/N.* La partie de l'erreur globale du système attribuable à l'interrogateur ne dépassera pas la plus grande des deux valeurs suivantes : ±315 m (±0,17 NM) ou 0,25 % de la distance indiquée.

3.5.5.4.2 *DME/P – Mode IA.* La partie de la PFE globale du système et la partie du CMN global du système attribuables à l'interrogateur ne dépasseront pas respectivement ±30 m (±100 ft) et ±15 m (±50 ft).

3.5.5.4.3 *DME/P – Mode FA*

3.5.5.4.3.1 *Norme de précision 1.* La partie de la PFE globale du système et la partie du CMN global du système attribuables à l'interrogateur ne dépasseront pas respectivement ±15 m (±50 ft) et ±10 m (±33 ft).

3.5.5.4.3.2 *Norme de précision 2.* La partie de la PFE globale du système et la partie du CMN global du système attribuables à l'interrogateur ne dépasseront pas ±7 m (±23 ft).

Note.— Des éléments indicatifs sur des filtres de nature à contribuer à cette précision figurent dans le supplément C, § 7.3.4.

3.5.5.4.4 *DME/P.* La précision spécifiée au § 3.5.3.1.4 pour l'interrogateur sera respectée avec un rendement du système d'au moins 50 %.

Note.— Des éléments indicatifs sur le rendement du système figurent dans le supplément C, § 7.1.1.

3.6 Spécifications des radiobornes VHF de navigation en route (75 MHz)

3.6.1 Matériel

3.6.1.1 *Fréquences.* Les émissions des radiobornes VHF de navigation en route se feront sur une fréquence de 75 MHz avec une tolérance de ±0,005 %.

3.6.1.2 *Caractéristiques d'émission*

3.6.1.2.1 Les radiobornes émettront une onde porteuse ininterrompue modulée à un taux qui ne sera pas inférieur à 95 % ni supérieur à 100 %. L'ensemble des harmoniques de la modulation ne sera pas supérieur à 15 %.

3.6.1.2.2 La fréquence audible de modulation sera de 3 000 Hz ± 75 Hz.

3.6.1.2.3 Les émissions seront polarisées horizontalement.

3.6.1.2.4 *Identification.* Lorsqu'il sera nécessaire d'identifier une radioborne en code, la fréquence de modulation sera manipulée de manière à émettre des points ou des traits ou l'un et l'autre dans un ordre approprié. Le mode de manipulation sera tel que les points, traits et espacements d'identification seront émis à une vitesse correspondant à environ six à dix mots par minute. L'émission de la porteuse ne sera pas interrompue pendant l'identification.

3.6.1.2.5 *Couverture et diagramme de rayonnement*

Note.— La couverture et le diagramme de rayonnement des radiobornes seront normalement établis par les États sur la base des besoins d'exploitation, compte tenu des recommandations des réunions régionales.

Le diagramme de rayonnement optimal est tel que la lampe de bord ne s'allume :

a) dans le cas des radiobornes en éventail, que lorsque l'aéronef se trouve dans un parallélépipède rectangle ayant comme axe de symétrie la verticale passant par la radioborne, et le grand et le petit axe étant réglés suivant la trajectoire de vol en cause ;

b) dans le cas des radiobornes Z, que lorsque l'aéronef se trouve à l'intérieur d'un cylindre ayant comme axe la verticale passant par la radioborne.

Ce genre de diagramme de rayonnement est pratiquement irréalisable ; il faut donc adopter une solution de compromis. La description des réseaux d'antennes actuellement en usage et qui se sont généralement avérés satisfaisants est donnée au supplément C. Ces dispositifs, ou tous autres dispositifs plus récents permettant de réaliser un rayonnement plus proche du rayonnement optimal indiqué ci-dessus, répondront généralement aux besoins d'exploitation.

3.6.1.2.6 *Détermination de la couverture.* Les limites de couverture des radiobornes seront définies en fonction de l'intensité de champ spécifiée au § 3.1.7.3.2.

3.6.1.2.7 *Diagramme de rayonnement*. **Recommandation.—** *Il est recommandé qu'en principe le diagramme de rayonnement d'une radioborne soit tel que l'axe polaire soit vertical et que l'intensité de champ dans le diagramme soit symétrique par rapport à cet axe dans le ou les plans contenant les trajectoires de vol pour lesquelles la radioborne est prévue.*

Note.— En raison des difficultés que présente l'implantation de certaines radiobornes il peut être nécessaire d'admettre que l'axe polaire s'écarte de la verticale.

3.6.1.3 *Contrôle.* **Recommandation.—** *Il est recommandé que, pour chaque radioborne, soit installé un dispositif de contrôle, permettant de déceler en un endroit convenable l'une quelconque des situations suivantes :*

a) baisse de la puissance rayonnée de la porteuse de plus de 50 % par rapport à sa valeur normale ;

b) diminution du taux de modulation l'amenant à moins de 70 % ;

c) panne de manipulation.

3.7 Spécifications du système mondial de navigation par satellite (GNSS)

3.7.1 Définitions

Alarme. Indication fournie aux autres systèmes de bord ou annonce faite au pilote qu'un paramètre d'exploitation du système de navigation est hors tolérance.

Borne d'antenne. Point où la puissance du signal reçu est spécifiée. Dans le cas d'une antenne active, la borne est un point fictif entre les éléments de l'antenne et le préamplificateur de l'antenne. Dans le cas d'une antenne passive, la borne est la sortie de l'antenne proprement dite.

Canal de précision standard (CSA). Niveau de précision en positionnement, en vitesse et en temps assuré à tout usager du GLONASS, quel que soit le point du globe considéré.

Constellation(s) satellitaire(s) de base. Les constellations satellitaires de base sont le GPS, le GLONASS, Galileo et le BDS.

Délai d'alarme. Intervalle de temps maximal admissible entre le moment où le système de navigation dépasse les limites de tolérance et le moment où l'équipement donne l'alarme.

Erreur de position du GNSS. Écart entre la position vraie et celle qui est déterminée par le récepteur GNSS.

Galileo. Système de navigation par satellite exploité par l'Union européenne.

Intégrité. Mesure du niveau de confiance dans l'exactitude des informations fournies par l'ensemble du système. La notion d'intégrité englobe l'aptitude d'un système à fournir, en temps voulu, des avertissements valides (alarmes).

Pseudodistance. Écart entre l'instant auquel le satellite transmet une information et l'instant où un récepteur GNSS la reçoit, multiplié par la vitesse de la lumière dans le vide, y compris l'erreur systématique liée à l'utilisation d'une référence temporelle différente par le récepteur GNSS et par le satellite.

Pseudodistance sans le retard ionosphérique. Pseudodistance dans laquelle les effets ionosphériques de premier ordre sur la propagation du signal ont été éliminés par une combinaison linéaire de mesures de pseudodistance issues de signaux émis sur deux fréquences distinctes par le même satellite.

Service de localisation standard (SPS). Niveau de précision en positionnement, en vitesse et en temps assuré à tout utilisateur du système mondial de localisation (GPS), quel que soit le point du globe considéré.

Service ouvert du BDS (BDS OS). Niveau de précision en positionnement, en vitesse et en temps assuré à tout utilisateur du BDS, en continu, quel que soit le point du globe considéré.

Service ouvert de Galileo (Galileo OS). Niveau de précision en positionnement, en vitesse et en temps assuré à tout utilisateur de Galileo, en continu, quel que soit le point du globe considéré.

Seuil d'alarme. Limite au-delà ou en deçà de laquelle la valeur mesurée d'un paramètre donné provoque le déclenchement d'une alarme.

Système de navigation par satellite BeiDou (BDS). Système de navigation par satellite exploité par la Chine.

Système de renforcement au sol (GBAS). Système de renforcement dans lequel l'utilisateur reçoit l'information de renforcement directement d'un émetteur au sol.

Système de renforcement embarqué (ABAS). Système qui renforce l'information provenant des autres éléments du GNSS par les données disponibles à bord de l'aéronef et/ou qui l'intègre à ces données.

Système de renforcement satellitaire (SBAS). Système de renforcement à couverture étendue dans lequel l'utilisateur reçoit l'information de renforcement directement d'un émetteur basé sur satellite.

Système GLONASS (Global Navigation Satellite System). Système mondial de navigation par satellite mis en œuvre par la Fédération de Russie.

Système mondial de localisation (GPS). Système de navigation par satellite mis en œuvre par les États-Unis.

Système mondial de navigation par satellite (GNSS). Système de détermination de la position et du temps, qui se compose d'une ou de plusieurs constellations de satellites, de récepteurs placés à bord des aéronefs et d'un contrôle de l'intégrité, renforcé selon les besoins pour obtenir la qualité de navigation requise dans la phase d'exploitation considérée.

Système régional de renforcement au sol (GRAS)*. Système de renforcement dans lequel l'utilisateur reçoit l'information de renforcement directement d'un émetteur faisant partie d'un groupe d'émetteurs au sol assurant la couverture d'une région.

* Le terme « système régional de renforcement au sol » remplace le terme « système d'augmentation régionale basé au sol ».

Taux d'ellipticité. Rapport, exprimé en décibels, entre la puissance de sortie maximale et la puissance de sortie minimale d'une antenne pour une onde incidente à polarisation rectiligne lorsque l'orientation de la polarisation est modifiée dans toutes les directions perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.2 Généralités

3.7.2.1 *Fonctions*

3.7.2.1.1 Le GNSS fournira aux aéronefs des données de position et des données temporelles.

Note.— Ces données sont dérivées des mesures de pseudodistance entre l'aéronef muni d'un récepteur GNSS et les sources de signaux basées sur les satellites ou au sol.

3.7.2.2 *Éléments du GNSS*

3.7.2.2.1 Le service de navigation du GNSS sera fourni à l'aide des éléments suivants, installés au sol ou à bord des satellites ou de l'aéronef, et pouvant être combinés de diverses façons :

a) le système mondial de localisation (GPS) assurant le service de localisation standard (SPS) défini au § 3.7.3.1.1 ;

b) le système mondial de navigation par satellite (GLONASS) fournissant le canal de précision standard (CSA) défini au § 3.7.3.1.2 ;

c) le système Galileo assurant un service ouvert (OS) à fréquence unique et à deux fréquences défini au § 3.7.3.1.3 ;

d) le système de navigation par satellite BeiDou (BDS) assurant le service ouvert du BDS (BDS OS) défini au § 3.7.3.1.4 ;

e) le système de renforcement embarqué (ABAS) défini au § 3.7.3.3 ;

f) le système de renforcement satellitaire (SBAS) défini au § 3.7.3.4 ;

g) le système de renforcement au sol (GBAS) défini au § 3.7.3.5 ;

h) le système régional de renforcement au sol (GRAS) défini au § 3.7.3.5 ;

i) le récepteur GNSS embarqué défini au § 3.7.3.6.

Note.— Afin de surveiller l'intégrité du système, il est nécessaire d'utiliser un renforcement comme le précisent les alinéas e), f), g) ou h) du § 3.7.2.2.1 afin de répondre aux spécifications de performance du § 3.7.2.4.

3.7.2.3 *Références spatiales et temporelles*

3.7.2.3.1 *Référence spatiale.* Les données de position fournies à l'utilisateur par le GNSS seront exprimées selon le référentiel géodésique du Système géodésique mondial (1984) (WGS-84).

Note 1.— Les SARP relatives au WGS-84 se trouvent dans l'Annexe 4, chapitre 2, l'Annexe 11, chapitre 2, l'Annexe 14, volumes I et II, chapitre 1, et l'Annexe 15, chapitre 1.

Note 2.— Si certains éléments du GNSS utilisent un autre système de coordonnées que celui du WGS-84, leurs données doivent faire l'objet d'une conversion appropriée. Si la différence entre un référentiel géodésique du GNSS et le WGS-84 est négligeable pour l'aviation (c'est-à-dire de l'ordre de quelques centimètres) et qu'une délimitation de la différence maximale est spécifiée, alors il ne faut appliquer aucun paramètre de conversion.

3.7.2.3.2 *Référence temporelle.* Les données temporelles fournies à l'utilisateur par le GNSS seront exprimées selon une échelle de temps rapportée au temps universel coordonné (UTC).

3.7.2.4 *Performances relatives aux signaux électromagnétiques*

3.7.2.4.1 L'ensemble constitué des éléments du GNSS et du récepteur de l'utilisateur (supposé exempt de défauts) satisfera aux spécifications du tableau 3.7.2.4-1 (situé à la fin de la section 3.7).

Note 1.— La notion de « récepteur exempt de défauts » n'intervient que pour la définition des performances d'ensembles constitués d'une combinaison quelconque d'éléments du GNSS. On suppose que ce récepteur présente des performances nominales de précision et de délai d'alarme, et qu'il ne peut être le siège d'aucune défaillance susceptible d'altérer l'intégrité, la disponibilité et la continuité.

Note 2.— Des critères de performance sont définis pour le service d'approche GBAS (défini dans le supplément D, § 7.1.2.1) prévu pour prendre en charge les opérations d'approche et d'atterrissage utilisant les minimums de catégorie III ; ils s'appliquent en plus des critères de performance des signaux électromagnétiques définis au tableau 3.7.2.4-1.

3.7.3 Spécifications relatives aux éléments du GNSS

3.7.3.1 *Constellations de base*

3.7.3.1.1 *Service de localisation standard (SPS) du GPS (L1, L5)*

Note.— Sauf indication contraire, les normes de performance énoncées aux § 3.7.3.1.1.1 à 3.7.3.1.1.7 ci-dessous s'appliquent à la mesure de distance à fréquence unique, utilisant le signal L1 en code d'acquisition grossière (C/A) ou le signal L5 (code I5 ou code Q5), et à la mesure de distance double fréquence utilisant la combinaison des signaux L1 et L5. De plus, elles s'appliquent seulement aux assortiments courants de données d'éphémérides et d'horloge dans les intervalles d'ajustement des courbes respectifs.

3.7.3.1.1.1 *Précision du secteur spatial et du secteur de contrôle*

Note.— Les normes de précision suivantes ne s'appliquent qu'au signal électromagnétique (SIS) en état de fonctionner du SPS du GPS, pendant les opérations normales décrites dans le supplément D, § 4.1.1.9, et ne comprennent pas les erreurs atmosphériques ni les erreurs du récepteur, comme l'indique le supplément D, § 4.1.1.2. Les conditions de bon fonctionnement du SIS du SPS du GPS figurent dans le document du Département de la Défense des États-Unis, Global Positioning System – Standard Positioning Service – Performance Standard, *5e édition, avril 2020 (ci-après appelé le « GPS SPS PS »), section 2.3.2.*

3.7.3.1.1.1.1 *Précision en position*. Les erreurs de position liées à la fréquence unique L1 en code C/A ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

	Moyenne mondiale 95 % du temps	Pire emplacement 95 % du temps
Erreur de position horizontale	8 m	15 m
Erreur de position verticale	13 m	33 m

3.7.3.1.1.1.2 *Précision du transfert de temps.* Les erreurs de transfert de temps commises par le service de localisation standard du GPS n'excéderont pas 30 nanosecondes, 95 % du temps.

3.7.3.1.1.1.3 *Précision en distance.* Les erreurs de distance ne dépasseront pas les limites ci-dessous pendant les opérations normales pour tous les « âges » de données :

a) erreur de distance, quel que soit le satellite – 30 m avec la fiabilité spécifiée au § 3.7.3.1.1.3 ;

b) 95e percentile de l'erreur sur le taux de variation de la distance, quel que soit le satellite – 0,006 m/s (moyenne mondiale) ;

c) 95e percentile de l'erreur sur l'accélération, quel que soit le satellite – 0,002 m/s^2 (moyenne mondiale) ;

d) 95e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite – 7 m (moyenne mondiale) ;

e) 95e percentile de l'erreur de distance pour tous les satellites occupant des créneaux orbitaux définis dans la constellation – 2 m (moyenne mondiale).

3.7.3.1.1.2 *Disponibilité.* La disponibilité pour les utilisateurs de la fréquence unique L1 en code C/A sera la suivante :

disponibilité du service horizontal : ≥ 99 %, emplacement moyen (seuil de 15 m, 95 %) ;

disponibilité du service vertical : ≥ 99 %, emplacement moyen (seuil de 33 m, 95 %) ;

disponibilité du service horizontal : ≥ 90 %, pire emplacement (seuil de 15 m, 95 %) ;

disponibilité du service vertical : ≥ 90 %, pire emplacement (seuil de 33 m, 95 %).

3.7.3.1.1.3 *Fiabilité.* La fiabilité du service de localisation standard du GPS, compte tenu de l'erreur de distance pour l'usager (URE) de 30 m indiquée au § 3.7.3.1.1.1.3, alinéa a), se situera dans les limites ci-dessous :

a) fiabilité – au moins 99,94 % (moyenne mondiale) ;

b) fiabilité – au moins 99,79 % (pire moyenne en un point).

3.7.3.1.1.4 *Probabilité de défaillance de service majeure.*

Note.— Les différentes indications d'alarme sont décrites dans le GPS SPS PS, section 2.3.4.

3.7.3.1.1.4.1 *Valeur de déclenchement d'une défaillance de service majeure d'un satellite (R_{sat}).* La probabilité que l'erreur de distance pour l'usager (URE) instantanée d'un satellite dépasse 4,42 fois la valeur pertinente de la précision de distance pour l'usager à intégrité garantie (IAURA) diffusée par ce satellite sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager au bout de 10 secondes ne dépassera pas 1×10^{-5}/h.

3.7.3.1.1.4.2 *Probabilité d'une condition de défaillance de service majeure d'un satellite (P_{sat}).* La probabilité qu'à un instant donné, l'URE instantanée d'un satellite dépasse 4,42 fois la valeur pertinente de l'IAURA diffusée par ce satellite sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager dans les 10 secondes ne dépassera pas 1×10^{-5}.

3.7.3.1.1.4.3 *Probabilité d'une condition de défaillance de service majeure de causes communes (P_{const}).* La probabilité qu'à un instant donné, l'URE instantanée de deux satellites ou plus dépasse 4,42 fois l'IAURA pertinente diffusée par chaque satellite en raison d'une anomalie commune, sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager dans les 10 secondes ne dépassera pas 1×10^{-8}.

3.7.3.1.1.5 *Continuité*. La probabilité de perdre la disponibilité du signal L1 en code C/A d'un créneau de la constellation à 24 créneaux en raison d'une interruption imprévue ne dépassera pas 2×10^{-4}/h.

3.7.3.1.1.6 *Couverture.* Le service de localisation standard du GPS couvrira la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 3 000 km.

Note.— Le supplément D, § 4.1.1, contient des éléments indicatifs sur la précision, la disponibilité, la fiabilité, les défaillances de service majeures, la continuité, et le taux de couverture du GPS. Des renseignements supplémentaires figurent dans le GPS SPS PS.

3.7.3.1.1.7 *Disponibilité de la constellation*. La probabilité que 21 ou plus des 24 créneaux soient occupés soit par un satellite diffusant un signal L1 en code C/A, en état de fonctionner et qui peut être suivi, dans la configuration de créneaux de base, soit par une paire de satellites diffusant chacun un signal L1 en code C/A, en état de fonctionner et qui peut être suivi, dans les configurations de créneaux élargies, sera d'au moins 0,98. La probabilité que 20 ou plus des 24 créneaux soient occupés soit par un satellite diffusant un signal L1 en code C/A, en état de fonctionner et qui peut être poursuivi, dans la configuration de créneaux de base, soit par une paire de satellites diffusant chacun un signal L1 en code C/A, en état de fonctionner et qui peut être poursuivi, dans les configurations de créneaux élargies, sera d'au moins 0,99999.

Note.— Il n'existe actuellement aucune norme correspondante pour le signal L5 ou pour les signaux combinés L1 en code C/A et L5, car les anciens satellites de la constellation n'ont pas la capacité de diffuser un signal L5.

3.7.3.1.1.8 *Caractéristiques radioélectriques (RF)*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées se trouvent dans le document spécifiant les interfaces entre le secteur spatial et le secteur utilisateur du NAVSTAR - GPS, IS n° IS-GPS-200, Rev K (ci-après appelé « IS-GPS-200K ») pour L1 et les interfaces entre le secteur spatial et le secteur utilisateur du NAVSTAR - GPS pour L5, IS n° IS-GPS-705, Rev F (ci-après appelé « IS-GPS-705F ») ; certaines caractéristiques sont spécifiées à l'appendice B, § 3.1.1.1.1 pour L1 et à l'appendice B, § 3.1.1.1.4 pour L5.

3.7.3.1.1.8.1 *Fréquence porteuse L1.* Chaque satellite GPS diffusera un signal SPS de mesure de distance sur la fréquence porteuse de 1 575,42 MHz (fréquence L1 du GPS) en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.1.8.2 *Fréquence porteuse L5*. Certains satellites GPS diffuseront en outre un signal SPS de mesure de distance sur la fréquence porteuse de 1 176,45 MHz (fréquence L5 du GPS) en utilisant l'AMRC.

3.7.3.1.1.8.3 *Spectre radioélectrique.* La puissance des signaux émis sur les fréquences L1 et L5 sera confinée dans des bandes de ±12 MHz centrées sur les fréquences porteuses respectives : (1 563,42 – 1 587,42 MHz) pour L1 et 1 164,45 – 1 188,45 pour L5.

3.7.3.1.1.8.4 *Polarisation.* La polarisation des signaux radioélectriques transmis sur L1 et L5 sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.1.8.5 *Structure du signal*. Le signal L1 en code C/A sera constitué d'une seule composante porteuse. Le signal L5 sera constitué de deux composantes porteuses : une composante en phase (I5) et une composante en quadrature, c'est-à-dire déphasée de 90 degrés par rapport à la composante en phase (Q5).

3.7.3.1.1.8.6 *Niveau de puissance du signal*. Chaque satellite GPS diffusera les signaux de navigation SPS avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi soit compris dans les fourchettes suivantes, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation : de –158,5 dBW à –153 dBW pour L1 en code C/A et de –157,9 dBW à –150 dBW pour chacun des canaux I5 et Q5 sur L5.

3.7.3.1.1.8.7 *Modulation.* Chaque signal L1 et L5 du SPS sera modulé selon la méthode de modulation par déplacement de phase bivalente (BPSK) à l'aide d'un code de bruit pseudo-aléatoire (PRN). Le code C/A sur L1 aura un débit de 1,023 mégachip par seconde. Les codes sur I5 et Q5 auront un débit de 10,23 mégachips par seconde.

3.7.3.1.1.8.7.1 Les séquences en code C/A, I5 et Q5 seront répétées toutes les millisecondes.

3.7.3.1.1.8.7.2 La séquence de code transmise sur L1 consistera en l'addition modulo 2 d'un message de navigation traditionnel (LNAV) à 50 bit/s et du code C/A.

3.7.3.1.1.8.7.3 La séquence de code transmise sur I5 consistera en l'addition modulo 2 d'un message de navigation civil (CNAV) à 50 bit/s (codage à convolution de rendement 1/2 en un flux de 100 symboles par seconde), d'un code de Neuman-Hoffman à 10 bits superposé, cadencé à 1 kbps, et du code I5. La séquence de code transmise sur Q5 consistera en l'addition modulo 2 d'un code de Neuman-Hoffman à 20 bits superposé, cadencé à 1 kbps et du code Q5.

Note.— Le signal Q5 n'est pas modulé avec des données de navigation.

3.7.3.1.1.8.7.4 *Cohérence du signal*. Tous les signaux transmis par un satellite seront dérivés de manière cohérente du même étalon de fréquence embarqué. Sur le canal L5, les transitions en chips des deux signaux modulants, I5 et Q5, seront telles que la différence de temps moyenne entre eux ne dépasse pas 10 nanosecondes.

3.7.3.1.1.9 *Heure GPS.* L'heure GPS sera exprimée en temps universel coordonné (UTC) déterminé par l'USNO (United States Naval Observatory).

3.7.3.1.1.10 *Système de coordonnées.* Le système de coordonnées du GPS sera le système géodésique mondial WGS-84.

3.7.3.1.1.11 *Données de navigation.* Les données de navigation transmises par chaque satellite sur L1 et L5 comprendront les informations voulues pour déterminer les éléments suivants :

a) l'instant où le satellite effectue la transmission ;

b) la position du satellite ;

c) l'état de fonctionnement du satellite ;

d) la correction d'horloge du satellite ;

e) les effets dus au temps de propagation ;

f) le décalage de temps par rapport au temps UTC ;

g) l'état de la constellation.

Note.— La structure et le contenu des données sont précisés à l'appendice B, aux § 3.1.1.1.2 et 3.1.1.1.3 pour le signal L1, et § 3.1.1.1.5 et 3.1.1.1.6 pour le signal L5.

3.7.3.1.2 *Canal de précision standard (CSA) du système GLONASS (L1/L3)*

Note.— Les signaux CSA émis par GLONASS sont diffusés sur deux bandes de fréquence : L1 et L3. Sur la bande de fréquence L1, deux types de signaux sont émis : L1OF avec méthode d'accès multiple par répartition en fréquence (AMRF) et L1OC avec accès multiple par répartition en code (AMRC). Sur la bande L3, seuls des signaux AMRC sont diffusés

(L3OC). Sauf indication contraire, le terme GLONASS désigne tous les satellites de la constellation transmettant des signaux AMRF et AMRC.

3.7.3.1.2.1 *Précision du secteur spatial et du secteur de contrôle*

Note.— Les normes de précision des systèmes à fréquence unique ne comprennent pas les erreurs atmosphériques ni les erreurs du récepteur ; les erreurs ionosphériques sont prises en compte pour les combinaisons à double fréquence, comme il est indiqué dans le supplément D, § 4.1.2.2.

3.7.3.1.2.1.1 *Précision en position*. Les erreurs de position du canal CSA du système GLONASS ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Moyenne mondiale 95 % du temps :					
Erreur de position horizontale	5 m	5 m	5 m	5 m	5 m
Erreur de position verticale	9 m	9 m	9 m	9 m	9 m
Pire emplacement 95 % du temps :					
Erreur de position horizontale	12 m	12 m	12 m	12 m	12 m
Erreur de position verticale	25 m	25 m	25 m	25 m	25 m

3.7.3.1.2.1.2 *Précision du transfert de temps*. Les erreurs de transfert de temps commises par le canal CSA du système GLONASS n'excéderont pas les limites ci-dessous, 95 % du temps.

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
	40 ns	40 ns	40 ns	40 ns	40 ns

3.7.3.1.2.1.3 *Précision en distance.* Les erreurs de distance ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Erreur de distance, quel que soit le satellite, selon les limites de fiabilité spécifiées au § 3.7.3.1.2.3	18 m	18 m	18 m	18 m	18 m
95e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite	11,7 m	11,7 m	11,7 m	11,7 m	11,7 m
95e percentile de l'erreur de distance sur tous les satellites	7,8 m	7,8 m	7,8 m	7,8 m	7,8 m

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
95e percentile de l'erreur sur le taux de variation de la distance, quel que soit le satellite	0,014 m/s	0,014 m/s	0,014 m/s	0,014 m/s	0,014 m/s
95e percentile de l'erreur sur l'accélération, quel que soit le satellite	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2

3.7.3.1.2.2 *Disponibilité.* La disponibilité du canal CSA du système GLONASS sera la suivante :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Emplacement moyen :					
Disponibilité du service horizontal	99 %, (seuil de12 m, 95 %)	99 %, (seuil de12 m, 95 %)	99 %, (seuil de12 m, 95 %)	99 %, (seuil de12 m, 95 %)	99 %, (seuil de12 m, 95 %)
Disponibilité du service vertical	99 %, (seuil de 25 m 95 %)	99 %, (seuil de 25 m 95 %)	99 %, (seuil de 25 m 95 %)	99 %, (seuil de 25 m 95 %)	99 %, (seuil de 25 m 95 %)
Pire emplacement :					
disponibilité du service horizontal	90 %, (seuil de12 m, 95 %)	90 %, (seuil de12 m, 95 %)	90 %, (seuil de12 m, 95 %)	90 %, (seuil de12 m, 95 %)	90 %, (seuil de12 m, 95 %)
Disponibilité du service vertical	90 %, (seuil de 25 m 95 %)	90 %, (seuil de 25 m 95 %)	90 %, (seuil de 25 m 95 %)	90 %, (seuil de 25 m 95 %)	90 %, (seuil de 25 m 95 %)

3.7.3.1.2.3 *Fiabilité.* La fiabilité du canal CSA du système GLONASS se situera dans les limites ci-dessous :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Moyenne mondiale	99,37 %	99,37 %	99,37 %	99,37 %	99,37 %
Pire moyenne en un point	99,14 %	99,14 %	99,14 %	99,14 %	99,14 %

3.7.3.1.2.4 *Probabilité de défaillance de service majeure.* La probabilité que l'erreur de distance pour l'usager (URE), quel que soit le satellite, dépasse le seuil ci-dessous sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager au bout de 10 secondes ne dépassera pas les limites ci-après :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Défaillance d'un seul satellite (P_{sat})	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)

3.7.3.1.2.5 *Probabilité de dysfonctionnement de constellation.* La probabilité que l'erreur de distance pour l'usager (URE) de plusieurs satellites dépasse le seuil ci-dessous sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager dans les 10 secondes ne dépassera pas les limites ci-après :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Dysfonctionnement de constellation (P_{const})	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)	1×10^{-4}, (seuil de 70 m)

3.7.3.1.2.6 *Continuité.* La probabilité de perdre la disponibilité du signal du canal CSA du système GLONASS en état de fonctionner d'un créneau de la constellation nominale à 24 créneaux en raison d'une interruption imprévue ne dépassera pas les limites ci-dessous :

Signaux	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF – L3OC	L1OC – L3OC
Continuité du signal	2×10^{-3}	2×10^{-3}	2×10^{-3}	2×10^{-3}	2×10^{-3}

3.7.3.1.2.7 *Couverture.* Le canal CSA du système GLONASS couvrira la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 2 000 km.

Note.— Le supplément D, § 4.1.2, contient des éléments indicatifs sur la précision, la disponibilité, la fiabilité et le taux de couverture du GLONASS.

3.7.3.1.2.8 *Caractéristiques radioélectriques des signaux L1OF*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées se trouvent à l'appendice B, § 3.1.2.1.1.

3.7.3.1.2.8.1 *Fréquence porteuse.* Chaque satellite GLONASS diffusera dans la bande L1 (1,6 GHz) un signal de navigation CSA sur sa propre fréquence porteuse en utilisant la méthode d'accès multiple par répartition de fréquence (AMRF).

Note 1.— Les satellites GLONASS peuvent utiliser la même fréquence porteuse à condition d'être situés en des points diamétralement opposés du plan orbital.

Note 2.— Les satellites GLONASS-M diffuseront un code de mesure de distance supplémentaire sur les fréquences porteuses de la bande L2 (1,2 GHz) en utilisant la méthode AMRF.

3.7.3.1.2.8.2 *Spectre radioélectrique*. La puissance des signaux du canal CSA du système GLONASS sera confinée dans une bande de ±5,75 MHz centrée sur chaque fréquence porteuse.

3.7.3.1.2.8.3 *Polarisation.* La polarisation des signaux transmis sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.2.8.4 *Niveau de puissance du signal.* Chaque satellite GLONASS diffusera les signaux de navigation CSA avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu soit compris entre –161 et –155,2 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

Note 1.— La limite de 155,2 dBW repose sur les caractéristiques prédéterminées de l'antenne de l'utilisateur, des pertes atmosphériques de 0,5 dB et une erreur d'au plus un degré sur la position angulaire du satellite (dans la direction où le niveau du signal augmente).

Note 2.— Chaque satellite GLONASS-M diffusera également un code de mesure de distance sur la fréquence L2 avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu ne soit pas inférieur à –167 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.2.8.5 *Modulation*

3.7.3.1.2.8.5.1 Chaque satellite GLONASS transmettra sur sa fréquence porteuse le signal de navigation sous la forme d'un train binaire en modulation BPSK. La modulation de la porteuse sera effectuée à π-radians avec une erreur maximale de ±0,2 radian. La séquence de code pseudo-aléatoire sera répétée toutes les millisecondes.

3.7.3.1.2.8.5.2 Le signal de navigation modulant sera généré par addition modulo 2 des trois signaux binaires suivants :

a) code de mesure de distance transmis à 511 kbit/s ;

b) message de navigation transmis à 50 bit/s ;

c) séquence auxiliaire à 100 Hz.

3.7.3.1.2.9 *Caractéristiques radioélectriques des signaux L3OC*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées se trouvent à l'appendice B, § 3.1.2.1.5.

3.7.3.1.2.9.1 *Fréquence porteuse.* Le système GLONASS diffusera les signaux de navigation L3OC sur la fréquence porteuse de 1 202,025 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.2.9.2 *Spectre du signal.* La puissance du signal L3OC du canal CSA du système GLONASS sera confinée dans la bande de 1 190,35 à 1 212,23 MHz.

3.7.3.1.2.9.3 *Polarisation*. La polarisation du signal L3OC transmis sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.2.9.4 *Niveau de puissance du signal*. Le système GLONASS diffusera les signaux de navigation L3OC avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal radioélectrique reçu soit compris entre –158,5 dBW et –155,2 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

Note.— La limite de puissance de 155,2 dBW repose sur les caractéristiques prédéterminées de l'antenne de l'utilisateur, des pertes atmosphériques de 0,5 dB et une erreur d'au plus un degré sur la position angulaire du satellite (dans la direction où le niveau du signal augmente).

3.7.3.1.2.9.5 *Modulation*

Note.— D'autres renseignements concernant la modulation figurent dans le document GLONASS CDMA ICD Open Service Navigation Signal in L3 frequency band, *édition 1.0, 2016 (désigné ci-après « GLONASS CDMA ICD L3 band »).*

3.7.3.1.2.9.5.1 Les signaux de navigation L3OC du système GLONASS comprendront deux composantes utilisant la même forme de train binaire en modulation BPSK(10), à savoir une composante en phase (dite données) et une composante en quadrature de phase (dite pilote), désignées L3OCd et L3OCp, respectivement. La composante pilote devancera la composante données par p/2-radians.

3.7.3.1.2.9.5.2 La composante L3OCd sera obtenue par addition modulo 2 des trois signaux binaires suivants :

a) un code de mesure de distance (longueur N=10230, période T=1 ms, fréquence d'horloge de 10,23 MHz) ;

b) un message de navigation transmis à 100 bits/s codé au moyen d'un codeur à convolution présentant une longueur de contrainte de 7 et un rendement de code de 1/2, de manière à générer 200 symboles par seconde ;

c) le code de recouvrement « 00010 » (période T=5 ms).

3.7.3.1.2.9.5.3 La composante L3OCp sera obtenue par addition modulo 2 des deux signaux binaires ci-dessous :

a) un code de mesure de distance (longueur N=10230, période T=1 ms, fréquence d'horloge de 10,23 MHz) ;

b) le code de recouvrement « 0000110101 » (période T=10 ms).

3.7.3.1.2.10 *Caractéristiques radioélectriques des signaux L1OC*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées se trouvent à l'appendice B, § 3.1.2.1.5.

3.7.3.1.2.10.1 *Fréquence porteuse.* Le système GLONASS diffusera les signaux de navigation L1OC sur la fréquence porteuse de 1 600,995 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.2.10.2 *Spectre du signal*. La puissance du signal L1OC du canal CSA du système GLONASS sera confinée dans la bande de 1 592,9 à 1 610 MHz.

3.7.3.1.2.10.3 *Polarisation*. La polarisation du signal L1OC transmis sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.2.10.4 *Niveau de puissance du signal.* Le système GLONASS diffusera les signaux de navigation L1OC avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu soit compris entre –158,5 dBW et –155,2 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

Note.— La limite de puissance de 155,2 dBW repose sur les caractéristiques prédéterminées de l'antenne de l'utilisateur, des pertes atmosphériques de 0,5 dB et une erreur d'au plus un degré sur la position angulaire du satellite (dans la direction où le niveau du signal augmente).

3.7.3.1.2.10.5 *Modulation*

Note.— D'autres renseignements concernant la modulation figurent dans le document GLONASS CDMA ICD Open Service Navigation Signal in L1 frequency band, *édition 1.0, 2016 (désigné ci-après « GLONASS CDMA ICD L1 band »).*

3.7.3.1.2.10.5.1 Les signaux de navigation L1OC du système GLONASS comprendront deux composantes, à savoir une composante dite données et une composante dite pilote, désignées L1OCd et L1OCp, respectivement. Ces deux composantes seront en quadrature de phase utilisant le multiplexage par répartition dans le temps. La composante L1OCd sera modulée selon la méthode de modulation par déplacement de phase bivalente BPSK(1), alors que la composante L1OCp sera modulée selon la méthode de modulation de porteuse à double décalage BOC(1,1).

3.7.3.1.2.10.5.2 La composante L1OCd sera obtenue par addition modulo 2 des trois signaux binaires suivants :

a) un code de mesure de distance (longueur N=10230, période T=2 ms, fréquence d'horloge de 0,5115 MHz) ;

b) un message de navigation transmis à 125 bits/s codé au moyen d'un codeur à convolution présentant une longueur de contrainte de 7 et un rendement de code de 1/2, de manière à générer 250 symboles par seconde ;

c) le code de recouvrement « 01 » (période T=4 ms).

3.7.3.1.2.10.5.3 La composante L1OCp sera obtenue par addition modulo 2 des trois signaux binaires suivants :

a) un code de mesure de distance (longueur N=4092, période T=8 ms, fréquence d'horloge de 0,5115 MHz) ;

b) la séquence de « 0101 » (méandre) avec fréquence d'horloge de 2,046 MHz.

3.7.3.1.2.11 *Heure GLONASS.* L'heure GLONASS sera exprimée en temps UTC-SU (fourni par les services spécialisés de la Fédération de Russie).

3.7.3.1.2.12 *Système de coordonnées.* Le système de coordonnées du GLONASS sera le PZ-90.

Note.— Le mode de conversion du système de coordonnées PZ-90 du GLONASS au WGS-84 est décrit à l'appendice B, § 3.1.2.5.2.

3.7.3.1.2.13 *Données de navigation.* Les données de navigation transmises par chaque satellite comprendront les informations voulues pour déterminer les éléments suivants :

a) l'instant où le satellite effectue la transmission ;

b) la position du satellite ;

c) l'état du satellite ;

d) la correction d'horloge du satellite ;

e) le décalage de temps par rapport au temps UTC ;

f) l'état de la constellation ;

g) les effets dus au temps de propagation dans l'ionosphère (L1OC, L3OC seulement) ;

h) l'orientation du satellite dans l'ombre (L1OC, L3OC seulement).

Note.— La structure et le contenu des messages de navigation sont précisés à l'appendice B, aux § 3.1.2.1.2 et 3.1.2.1.3 respectivement.

3.7.3.1.3 *Service ouvert de Galileo (Galileo OS) (E1, E5)*

Note 1.— Les signaux du service ouvert de Galileo sont diffusés sur deux bandes de fréquence, E1 et E5. Dans la bande E5, deux types de signaux sont diffusés avec accès multiple par répartition en code (AMRC) : E5a et E5b. Pour les besoins de l'aviation, le service ouvert de Galileo à fréquence unique est basé soit sur le signal E1 soit sur le signal E5a ; et le service ouvert de Galileo à double fréquence est basé sur une combinaison des signaux E1 et E5a.

Note 2.— La composante du signal E5b est décrite dans la présente Annexe, puisqu'elle constitue un sous-ensemble de l'ensemble du signal de Galileo modulé sur la porteuse E5. Toutefois, il n'est pas prévu pour l'instant que les récepteurs de l'aviation utilisent le signal E5b.

Note 3.— Les normes de performance suivantes s'appliquent seulement si des signaux électromagnétiques « en état de fonctionnement » sont utilisés (voir l'appendice B, § 3.1.3.1.3.4).

Note 4.— Les normes de performance suivantes ne comprennent ni les erreurs atmosphériques ni les erreurs du récepteur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples.

Note 5.— Des éléments indicatifs sur la précision, la disponibilité, la continuité, la probabilité de défaillance du satellite/des constellations et la couverture du service ouvert de Galileo figurent dans le supplément D, § 4.1.3.

3.7.3.1.3.1 *Précision en position.* Les erreurs de position de Galileo ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

Signaux	E1	E5a	E1-E5a
Moyenne mondiale 95 % du temps :			
Erreur de position horizontale sur une période de mesure de 30 jours	5 m	5m	5m
Erreur de position verticale sur une période de mesure de 30 jours	8 m	8 m	8 m
Pire emplacement 95 % du temps :			
Erreur de position horizontale sur une période de mesure de 30 jours	10 m	10 m	10 m
Erreur de position verticale sur une période de mesure de 30 jours	16 m	16 m	16 m

3.7.3.1.3.2 *Précision de la détermination du temps.* Les erreurs de détermination du temps UTC de Galileo n'excéderont pas 30 nanosecondes, 95 % du temps.

3.7.3.1.3.3 *Précision en distance.* Les erreurs de distance de Galileo ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

Signaux	E1	E5a	E1-E5a
99,9e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite (pire emplacement)	20 m	20 m	20 m
99,9e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite (moyenne mondiale)	10 m	10 m	10 m
95e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite (moyenne mondiale)	7 m	7 m	7 m
95e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite (moyenne mondiale)	2 m	2 m	2 m
95e percentile de l'erreur sur le taux de variation de la distance, quel que soit le satellite (moyenne mondiale)	5 mm/s	5 mm/s	5 mm/s

Note 1.— La précision des mesures de distance prend uniquement en considération les signaux électromagnétiques en état de fonctionnement du service ouvert de Galileo au-dessus d'un angle de site minimum de 5 degrés.

Note 2.— La précision des mesures de distance utilisant la fréquence unique (E1 ou E5a) comprend les erreurs de temps de propagation de groupe diffusé (BGD). La définition du BGD figure dans le supplément D, § 4.1.3.3.2.

3.7.3.1.3.4 *Disponibilité.* La disponibilité du service ouvert de Galileo sera la suivante :

Signaux	E1	E5a	E1-E5a
Emplacement moyen :			
Disponibilité du service horizontal sur une période de mesure de 30 jours	99 % (seuil de 10 m, 95 %)	99 % (seuil de 10 m, 95 %)	99 % (seuil de 10 m, 95 %)
Disponibilité du service vertical sur une période de mesure de 30 jours	99 % (seuil de 16 m, 95 %)	99 % (seuil de 16 m, 95 %)	99 % (seuil de 16 m, 95 %)
Pire emplacement :			
Disponibilité du service horizontal sur une période de mesure de 30 jours	90 % (seuil de 10 m, 95 %)	90 % (seuil de 10 m, 95 %)	90 % (seuil de 10 m, 95 %)
Disponibilité du service vertical sur une période de mesure de 30 jours	90 % (seuil de 16 m, 95 %)	90 % (seuil de 16 m, 95 %)	90 % (seuil de 16 m, 95 %)

3.7.3.1.3.5 *Probabilité de défaillance du satellite (P_{sat}).* La probabilité qu'un satellite de la constellation de base opérationnelle de Galileo génère une erreur de distance instantanée du signal électromagnétique de *k* fois supérieure à la précision de distance pour l'usager diffusée par Galileo (URA de Galileo) et qu'aucune notification ne soit transmise à l'usager ne dépassera pas 3×10^{-5}.

Note 1.— Un changement dans l'état de fonctionnement du SIS est indiqué au moyen des indicateurs contenus dans le message de navigation. La mise en correspondance entre l'état du SIS de Galileo et les indicateurs contenus dans le message de données de navigation est précisée dans l'appendice B, § 3.1.3.1.3.4. Dans l'avenir, à ces indicateurs pourra s'ajouter un indicateur supplémentaire destiné aux usagers du système de renforcement embarqué (ABAS).

Note 2.— L'URA de Galileo correspond soit à $\sigma_{URA,DF}$ dans le cas des usagers de la double fréquence soit à $\sigma_{URA,SF}$ dans le cas des usagers de la fréquence unique.

Note 3.— La définition de la P_{sat} est précisée dans le supplément D, § 4.1.3.6.1.

3.7.3.1.3.6 *Probabilité de défaillance de la constellation (P_{const}).* La probabilité que, du fait d'une cause commune, tout sous-ensemble de deux satellites ou plus dans la constellation de base opérationnelle de Galileo génère une erreur instantanée de distance du SIS de *k* fois supérieure à l'URA de Galileo et qu'aucune notification ne soit transmise à l'usager ne dépassera pas 2×10^{-4}.

Note 1.— Un changement dans l'état de fonctionnement du SIS est indiqué au moyen des indicateurs contenus dans le message de navigation. La mise en correspondance entre l'état du SIS de Galileo et les indicateurs contenus dans le message de données de navigation est décrite en détail dans l'appendice B, § 3.1.3.1.3.4. Dans l'avenir, à ces indicateurs pourra s'ajouter un indicateur supplémentaire destiné aux usagers de l'ABAS.

Note 2.— L'URA de Galileo correspond soit à $\sigma_{URA,DF}$ dans le cas des usagers de la double fréquence soit à $\sigma_{URA,SF}$ dans le cas des usagers de la fréquence unique.

Note 3.— La définition de P_{const} est précisée dans le supplément D, § 4.1.3.6.2.

3.7.3.1.3.7 *URA de Galileo pour double fréquence ($\sigma_{URA,DF}$).* L'$\sigma_{URA,DF}$ de Galileo n'excédera pas 6 m.

Note 1.— L'$\sigma_{URA,DF}$ s'applique à une combinaison de signaux E1-E5a double fréquence.

Note 2.— Une définition de l'$\sigma_{URA,DF}$ figure dans le supplément D, § 4.1.3.6.3.

3.7.3.1.3.8 *URA de Galileo pour fréquence unique ($\sigma_{URA,SF}$).* L'$\sigma_{URA,SF}$ de Galileo n'excèdera pas 7,5 m.

Note 1.— L'$\sigma_{URA,SF}$ s'applique à un usager de signal à fréquence unique, E1 ou E5a.

Note 2.— Une définition de l'$\sigma_{URA,SF}$ figure dans le supplément D, § 4.1.3.6.4.

3.7.3.1.3.9 *Continuité.* La probabilité de perdre la disponibilité du SIS du service ouvert de Galileo d'un créneau de la constellation nominale à 24 créneaux en raison d'une interruption imprévue ne dépassera pas la limite suivante :

Signaux	E1	E5a	E1-E5a
Continuité	4×10^{-4}/h	4×10^{-4}/h	4×10^{-4}/h

3.7.3.1.3.10 *Couverture.* Le service ouvert de Galileo couvrira la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 30,48 km.

3.7.3.1.3.11 *Caractéristiques radioélectriques.* Tous les satellites de Galileo diffuseront les signaux E1, E5a et E5b du service ouvert de Galileo.

Note 1.— Les signaux E5a et E5b sont multiplexés par modulation AltBOC et transmis à la fréquence porteuse E5 centrée à 1 191,795 MHz. La modulation AltBOC permet aux composantes des signaux E5a et E5b d'être récupérées séparément à l'aide d'un récepteur QPSK centré sur les fréquences individuelles E5a et E5b.

Note 2.— La modulation AltBOC est décrite en détail dans l'appendice B, § 3.1.3.1.1.3.13.

Note 3.— Les caractéristiques radioélectriques des signaux de Galileo sont décrites en détail dans l'appendice B, § 3.1.3.1.1.

3.7.3.1.3.11.1 *Caractéristiques radioélectriques du signal E1*

3.7.3.1.3.11.1.1 *Fréquence porteuse E1.* Chaque satellite de Galileo diffusera les signaux E1 sur la fréquence porteuse de 1 575,420 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.3.11.1.2 *Spectre du signal E1.* La puissance du signal de Galileo sur E1 sera confinée dans une bande de 24,552 MHz centrée sur la fréquence E1.

3.7.3.1.3.11.1.3 *Polarisation du signal E1.* Le signal radioélectrique E1 sera émis à polarisation circulaire droite.

3.7.3.1.3.11.1.4 *Niveau de puissance minimale du signal E1.* Chaque satellite de Galileo diffusera un signal de navigation E1 avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu ne soit pas inférieur à –157,9 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.3.11.1.5 *Niveau de puissance maximale du signal E1.* Chaque satellite de Galileo diffusera un signal de navigation E1 avec une puissance suffisante pour que le niveau du signal reçu ne dépasse pas –151,45 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi.

3.7.3.1.3.11.1.6 *Modulation du signal E1.* Le signal E1 sera une porteuse décalée binaire composite (CBOC) générée en multiplexant un signal de porteuse décalée binaire (BOC) à large bande BOC(6,1) avec un signal à bande étroite BOC(1,1) de manière que 1/11 de la puissance soit attribuée, en moyenne, à la composante à haute fréquence.

Note.— La modulation CBOC est présentée en détail dans l'appendice B, § 3.1.3.1.1.2.7.

3.7.3.1.3.11.2 *Caractéristiques radioélectriques du signal E5a*

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la modulation du signal E5 figurent dans le document European GNSS (Galileo) Open Service Signal-In-Space Interface Control Document *(version 2.0), janvier 2021 (ci-après désigné « Galileo OS SIS ICD »).*

3.7.3.1.3.11.2.1 *Fréquence porteuse E5a.* Chaque satellite Galileo diffusera le signal E5a à la fréquence porteuse de 1 176,45 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.3.11.2.2 *Spectre du signal E5a.* La puissance du signal de Galileo sur E5a sera contenue dans une bande de 20,460 MHz centrée sur la fréquence de l'E5a.

3.7.3.1.3.11.2.3 *Polarisation du signal E5a.* Le signal radioélectrique E5a sera émis à polarisation circulaire droite.

3.7.3.1.3.11.2.4 *Niveau de puissance minimale du signal E5a.* Chaque satellite de Galileo diffusera un signal de navigation E5a avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu ne soit pas inférieur à –155,90 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.3.11.2.5 *Niveau de puissance maximale du signal E5a.* Chaque satellite de Galileo diffusera un signal de navigation E5a avec une puissance suffisante pour que le niveau du signal reçu ne dépasse pas –149,45 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi.

3.7.3.1.3.11.2.6 *Modulation du signal E5a.* Le signal E5a sera généré par addition modulo 2 du flux de données de navigation du signal E5a avec le code de mesure de distance de la composante données du signal E5a de 10,23 mégachips par

seconde (E5a-I), et du code de mesure de distance de la composante pilote du signal E5a de 10,23 mégachips par seconde (E5a-Q).

3.7.3.1.3.11.3 *Caractéristiques radioélectriques du signal E5b*

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la modulation du signal E5 figurent dans le document Galileo OS SIS ICD.

3.7.3.1.3.11.3.1 *Fréquence porteuse E5b.* Chaque satellite Galileo diffusera le signal E5b à la fréquence porteuse de 1 207,14 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.3.11.3.2 *Spectre du signal E5b.* La puissance du signal de Galileo sur E5b sera contenue dans une bande de 20,460 MHz centrée sur la fréquence de l'E5b.

3.7.3.1.3.11.3.3 *Polarisation du signal E5b.* La polarisation du signal E5b transmis sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.3.11.3.4 *Niveau de puissance minimale du signal E5b.* Chaque satellite de Galileo diffusera un signal de navigation E5b avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu ne soit pas inférieur à –155,90 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.3.11.3.5 *Niveau de puissance maximale du signal E5b.* Chaque satellite de Galileo diffusera un signal de navigation E5b avec une puissance suffisante pour que le niveau du signal reçu ne dépasse pas –149,45 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi.

3.7.3.1.3.11.3.6 *Modulation du signal E5b.* Le signal E5b sera généré par addition modulo 2 du flux de données de navigation du signal E5b avec le code de mesure de distance de la composante données du signal E5b de 10,23 mégachips par seconde (E5b-I), et du code de mesure de distance de la composante pilote du signal E5b de 10,23 mégachips par seconde (E5b-Q).

3.7.3.1.3.12 *Temps système Galileo.* Le temps système Galileo (GST) sera référencé au temps UTC du BIPM (temps UTC du Bureau international des poids et mesures).

Note.— Des renseignements supplémentaires sur le temps système Galileo (GST) figurent dans l'appendice B, § 3.1.3.4.1.

3.7.3.1.3.13 *Système de coordonnées.* Le système de coordonnées de Galileo sera le repère de référence terrestre de Galileo (GTRF).

Note.— Des renseignements sur le GTRF sont précisés dans l'appendice B, § 3.1.3.5.2.

3.7.3.1.3.14 *Données de navigation.* Les données de navigation transmises par chaque satellite comprendront les informations voulues pour déterminer les éléments suivants :

a) l'instant où le satellite effectue la transmission ;

b) la position du satellite ;

c) l'état de fonctionnement du satellite ;

d) la correction d'horloge du satellite ;

e) les effets dus au temps de propagation dans l'ionosphère ;

f) le décalage de temps par rapport au temps UTC ;

g) l'état de la constellation.

Note.— La structure et la teneur des données sont décrites en détail à l'appendice B, aux § 3.1.3.1.2 et 3.1.3.1.3 respectivement.

3.7.3.1.4 *Service ouvert du BDS (BDS OS) (B1I, B1C, B2a)*

Note 1.— Les signaux du BDS OS sont diffusés sur trois bandes de fréquence B1I, B1C et B2a. Le BDS OS à fréquence unique est basé sur l'un des signaux B1I, B1C et B2a. Le BDS OS à double fréquence est basé sur une combinaison des signaux B1C et B2a.

Note 2.— Les signaux B1I, B1C et B2a du BDS OS sont diffusés par tous les satellites BDS-3 (BDS de troisième phase) en orbite moyenne terrestre (MEO) et en orbite géosynchrone inclinée (IGSO).

Note 3.— Toutes les spécifications mentionnées dans la présente section sont fondées sur la configuration de la constellation BDS-3 composée de 24 satellites en MEO et de 3 satellites en IGSO.

3.7.3.1.4.1 *Précision du secteur spatial et du secteur de contrôle*

Note.— Les normes de précision suivantes ne comprennent ni les erreurs atmosphériques ni les erreurs du récepteur, comme l'indique le supplément D, § 4.1.4.2. Elles s'appliquent uniquement si le récepteur de l'avion utilise des satellites en état de fonctionner.

3.7.3.1.4.1.1 *Précision en position.* Les erreurs de position du BDS ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

Signaux	B1I	B1C	B2a	B1C-B2a
Moyenne mondiale du seuil (95 %) :				
Erreur de position horizontale sur une période de mesure de 7 jours	9 m	9 m	9 m	9 m
Erreur de position verticale sur une période de mesure de 7 jours	15 m	15 m	15 m	15 m
Seuil de pire emplacement (95 %) :				
Erreur de position horizontale sur une période de mesure de 7 jours	15 m	15 m	15 m	15 m
Erreur de position verticale sur une période de mesure de 7 jours	22 m	22 m	22 m	22 m

3.7.3.1.4.1.2 *Précision du temps de transfert.* Les erreurs de transfert de temps du BDS OS n'excéderont pas 50 nanosecondes, 95 % du temps.

3.7.3.1.4.1.3 *Précision en distance.* Les erreurs de distance du BDS ne dépasseront pas les limites ci-dessous :

Signaux	B1I	B1C	B2a	B1C- B2a
Erreur de distance quel que soit le satellite selon les limites de fiabilité spécifiées au § 3.7.3.1.4.3	15 m	15 m	15 m	15 m
95e percentile de l'erreur de distance, quel que soit le satellite, mesurée sur une période de 7 jours (moyenne mondiale)	4,6 m	4,6 m	4,6 m	4,6 m
95e percentile de l'erreur sur le taux de variation de la distance, quel que soit le satellite (moyenne mondiale)	0,02 m/s	0,02 m/s	0,02 m/s	0,02 m/s
95e percentile de l'erreur sur l'accélération, quel que soit le satellite (moyenne mondiale)	0,008 m/s^2	0,008 m/s^2	0,008 m/s^2	0,008 m/s^2

3.7.3.1.4.2 *Disponibilité.* La disponibilité du BDS OS sera la suivante :

Signaux	B1I	B1C	B2a	B1C- B2a
Emplacement moyen :				
Disponibilité du service horizontal mesurée sur une période de 7 jours	≥ 99 % (seuil de 15 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 15 m, 95 %)	≥ 99 % (seuil de 15 m, 95 %)	≥ 99 % (seuil de 15 m, 95 %)
Disponibilité du service vertical mesurée sur une période de 7 jours	≥ 99 % (seuil de 22 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 22 m, 95 %)	≥ 99 % (seuil de 22 m, 95 %)	≥ 99 % (seuil de 22 m, 95 %)
Pire emplacement :				
Disponibilité du service horizontal mesurée sur une période de 7 jours	≥ 90 % (seuil de 15 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 15 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 15 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 15 m, 95 %)
Disponibilité du service vertical mesurée sur une période de 7 jours	≥ 90 % (seuil de 22 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 22 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 22 m, 95 %)	≥ 90 % (seuil de 22 m, 95 %)

Note.— La disponibilité s'applique si le récepteur de l'aéronef utilise des satellites en état de fonctionner.

3.7.3.1.4.3 *Fiabilité.* La fiabilité du BDS OS par rapport à l'exigence d'une erreur de distance de 15 m indiquée au § 3.7.3.1.4.2 se situera dans les limites suivantes :

a) fiabilité – au moins 99,94 % (moyenne mondiale) ;

b) fiabilité – au moins 99,79 % (pire moyenne en un point).

Note.— La fiabilité s'applique si le satellite émet une indication de bon fonctionnement.

3.7.3.1.4.4 *Probabilité de défaillance de service majeure*

Note.— Les normes s'appliquent si le satellite émet une indication de bon fonctionnement.

3.7.3.1.4.4.1 *Probabilité d'une défaillance de service majeure (P_{sat}).* La probabilité que l'erreur de distance pour l'usager (URE) du SIS du BDS OS, quel que soit le satellite, soit supérieure au seuil de tolérance sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager au bout de 300 secondes, ne dépassera pas 1×10^{-5}.

3.7.3.1.4.4.2 *Probabilité d'une défaillance de service majeure de causes communes (P_{const}).* La probabilité que l'erreur de distance pour l'usager (URE) du SIS du BDS OS, pour deux satellites ou plus, soit supérieure au seuil de tolérance d'une défaillance de causes communes sans qu'une alarme soit reçue par l'antenne du récepteur de l'usager au bout de 300 secondes, ne dépassera pas 6×10^{-5}.

Note 1.— Pour les signaux B1I, le seuil de tolérance est fixé à 4,42 fois la limite supérieure de la précision de distance pour l'usager (URA) correspondant à la valeur de l'indice URA (URAI) diffusée dans les messages de navigation D1 décrits dans l'appendice B, § 3.1.4.1.3.1.2.

Note 2.— Pour les signaux B1C et B2a, le seuil de tolérance est fixé à 4,42 fois la valeur de l'indice de précision du SIS calculée suivant la méthode décrite dans l'appendice B, § 3.1.4.2.5.

Note 3.— La mise en correspondance entre l'état du SIS du signal B1I du BDS et les indicateurs du signal B1I du BDS contenus dans le message de données de navigation est spécifiée dans l'appendice B, § 3.1.4.1.3.1.3. La mise en correspondance entre l'état du SIS du signal B1C et du signal B2a du BDS et les indicateurs du B1C et du B2a du BDS contenus dans le message de données de navigation est spécifiée dans l'appendice B, § 3.1.4.1.3.2.7.2.

3.7.3.1.4.5 *Continuité.* La probabilité de perdre la disponibilité du SIS du service ouvert du BDS d'un créneau de la constellation nominale à 27 créneaux en raison d'une interruption imprévue ne dépassera pas les limites ci-après :

Signaux	B1I	B1C	B2a
MEO	2×10^{-3}/h	2×10^{-3}/h	2×10^{-3}/h
IGSO	5×10^{-3}/h	2×10^{-3}/h	2×10^{-3}/h

Note.— La continuité s'applique si le satellite émet une indication de bon fonctionnement.

3.7.3.1.4.6 *Couverture.* Le BDS OS couvrira la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 1 000 km.

3.7.3.1.4.7 *Caractéristiques radioélectriques*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées des signaux du BDS OS figurent dans l'appendice B, § 3.1.4.1.1.

3.7.3.1.4.8 *Caractéristiques radioélectriques du signal B1I*

3.7.3.1.4.8.1 *Fréquence porteuse du signal B1I.* Chaque satellite en MEO ou en IGSO du BDS-3 diffusera un signal B1I du BDS OS sur la fréquence porteuse de 1 561,098 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.4.8.2 *Spectre radioélectrique du signal B1I.* La puissance du signal B1I du BDS OS sera confinée dans une bande de ±2,046 MHz (1 559,052 – 1 563,144 MHz) centrée sur la fréquence 1 561,098 MHz.

3.7.3.1.4.8.3 *Polarisation du signal B1I.* La polarisation du signal radioélectrique transmis sur B1I sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.4.8.4 *Niveaux de puissance du signal B1I*

3.7.3.1.4.8.4.1 Chaque satellite en MEO du BDS-3 diffusera un signal de navigation B1I avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou plus, le niveau du signal reçu soit compris entre –163 et –154,8 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.4.8.4.2 Chaque satellite en IGSO du BDS-3 diffusera un signal de navigation B1I avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou plus, le niveau du signal reçu soit compris entre –163 et –156,5 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.4.8.5 *Modulation du signal B1I.* Le signal B1I du BDS OS sera modulé selon la méthode de modulation par déplacement de phase bivalente (BPSK).

3.7.3.1.4.9 *Caractéristiques radioélectriques du signal B1C*

3.7.3.1.4.9.1 *Fréquence porteuse du signal B1C.* Chaque satellite en MEO ou en IGSO du BDS-3 diffusera un signal B1C du BDS OS sur la fréquence porteuse de 1 575,42 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.4.9.2 *Spectre radioélectrique du signal B1C.* La puissance du signal B1C du BDS OS sera confinée dans une bande de 32,736 MHz centrée sur la fréquence B1C.

3.7.3.1.4.9.3 *Polarisation du signal B1C.* La polarisation du signal radioélectrique transmis sur B1C sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.4.9.4 *Niveaux de puissance du signal B1C*

3.7.3.1.4.9.4.1 Chaque satellite en MEO du BDS-3 diffusera un signal de navigation B1C avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou plus, le niveau du signal reçu soit compris entre –159 et –152,5 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.4.9.4.2 Chaque satellite en IGSO du BDS-3 diffusera un signal de navigation B1C avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou plus, le niveau du signal reçu soit compris entre –161 et –153,5 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.4.9.5 *Modulation du signal B1C.* Le signal B1C aura deux composantes, la composante de données B1C et la composante pilote B1C. La composante de données B1C sera modulée selon la méthode de modulation de porteuse à double décalage (BOC) avec phase sinusoïdale, avec l'addition modulo 2 du code de mesure de distance et des données de navigation. La composante pilote B1C sera modulée selon la méthode de modulation de porteuse à double décalage multiplexée en quadrature (QMBOC) avec le code de mesure de distance. Les codes de mesure de distance de la composante de données B1C et de la composante pilote B1C auront la même vitesse de 1,023 mégachip par seconde.

Note.— Des renseignements supplémentaires concernant la modulation du signal B1C figurent dans le document BeiDou Navigation Satellite System Signal In Space Interface Control Document, Open Service Signal B1C *(version 1.0), daté de décembre 2017 (ci-après désigné « BDS OS B1C ICD »), section 4.2.*

3.7.3.1.4.10 *Caractéristiques radioélectriques du signal B2a*

3.7.3.1.4.10.1 *Fréquence porteuse du signal B2a.* Chaque satellite en MEO ou en IGSO du BDS-3 diffusera un signal B2a du BDS OS sur la fréquence porteuse de 1 176,45 MHz en utilisant l'accès multiple par répartition en code (AMRC).

3.7.3.1.4.10.2 *Spectre radioélectrique du signal B2a.* La puissance du signal B2a du BSD OS sera confinée dans une bande de 20,46 MHz centrée sur la fréquence B2a.

3.7.3.1.4.10.3 *Polarisation du signal B2a.* La polarisation du signal radioélectrique transmis sur B2a sera de type circulaire droite.

3.7.3.1.4.10.4 *Niveaux de puissance du signal B2a*

3.7.3.1.4.10.4.1 Chaque satellite en MEO du BDS-3 diffusera un signal de navigation B2a avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou plus, le niveau du signal reçu soit compris entre –156 et –148,5 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.4.10.4.2 Chaque satellite en IGSO du BDS-3 diffusera le signal de navigation B2a avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou plus, le niveau du signal reçu soit compris entre –158 et –150,5 dBW à la borne d'une antenne à polarisation linéaire présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.1.4.10.5 *Modulation du signal B2a.* Le signal B2a aura deux composantes, la composante de données B2a et la composante pilote B2a. La composante de données B2a sera modulée selon la méthode de modulation BPSK avec l'addition modulo 2 du code de mesure de distance et des données de navigation. La composante pilote B2a sera modulée selon la méthode de modulation BPSK avec le code de mesure de distance. Les codes de mesure de distance de la composante de données B2a et de la composante pilote B2a auront la même vitesse de 10,23 mégachips par seconde.

Note.— Des renseignements supplémentaires concernant la modulation du signal B2a figurent dans le document BeiDou Navigation Satellite System Signal In Space Interface Control Document, Open Service Signal B2a *(version 1.0), daté de décembre 2017 (ci-après désigné « BDS OS B2a ICD »), section 4.2.*

3.7.3.1.4.11 *Temps BDS.* Le temps BDS (BDT) sera exprimé en temps universel coordonné (UTC) déterminé par le National Time Service Centre de la Chinese National Academy of Science.

Note.— Les détails sur le temps BDT sont spécifiés dans l'appendice B, § 3.1.4.4.

3.7.3.1.9.4.12 *Système de coordonnées.* Le système de coordonnées du BDS sera le système de coordonnées du système BeiDou (BDCS).

Note.— Le BDCS est décrit en détail dans l'appendice B, § 3.1.4.5.

3.7.3.1.4.13 *Données de navigation.* Les données de navigation transmises par chaque satellite comprendront les informations nécessaires pour déterminer les éléments suivants :

a) l'instant où le satellite effectue la transmission ;

b) la position du satellite ;

c) l'état de fonctionnement du satellite ;

d) la correction d'horloge du satellite ;

e) les effets dus au temps de propagation ;

f) le décalage de temps par rapport au temps UTC ;

g) l'état de la constellation.

3.7.3.2 *Réservé*

3.7.3.3 *Système de renforcement embarqué (ABAS)*

3.7.3.3.1 *Performances.* L'ensemble constitué, d'une part, du système ABAS et d'un ou de plusieurs autres éléments du GNSS, et, d'autre part, d'un récepteur GNSS et d'un système de bord exempts de défauts et permettant d'exploiter l'ABAS, répondra aux exigences de précision, d'intégrité, de continuité et de disponibilité énoncées au § 3.7.2.4 pour l'opération considérée.

Note.— Pour les récepteurs GNSS utilisant le système ABAS, les spécifications relatives à la protection contre le brouillage, telles qu'elles sont indiquées au § 3.7.4, s'appliquent.

3.7.3.4 *Système de renforcement satellitaire (SBAS)*

Note.— Tous les systèmes SBAS doivent satisfaire aux spécifications de la présente section et à celles de l'appendice B, § 3.5, sauf lorsqu'une condition particulière est indiquée, comme la fourniture de fonctions facultatives.

3.7.3.4.1 *Performances.* L'ensemble constitué, d'une part, du système SBAS et d'un ou de plusieurs autres éléments du GNSS, et, d'autre part, d'un récepteur exempt de défauts, répondra aux spécifications de précision, d'intégrité, de continuité et de disponibilité énoncées au § 3.7.2.4 pour les divers types d'opérations, dans toute la zone de service correspondante (voir § 3.7.3.4.4).

Note.— Le SBAS complète la ou les constellations satellitaires de base, puisqu'il accroît la précision, l'intégrité, la continuité et la disponibilité des signaux de navigation dans les zones de service, lesquelles comprennent généralement plusieurs aérodromes.

3.7.3.4.1.1 L'ensemble constitué, d'une part, du système SBAS et d'un ou de plusieurs autres éléments du GNSS et, d'autre part, d'un récepteur exempt de défauts, répondra à toutes les spécifications d'intégrité des signaux électromagnétiques énoncées au § 3.7.2.4, dans toute la zone de couverture du SBAS.

Note.— Dans le cas du SBAS L1, les messages de type 27 ou 28 peuvent être utilisés pour satisfaire aux spécifications d'intégrité dans la zone de couverture. Des éléments supplémentaires sur la justification et l'interprétation de cette spécification figurent dans le supplément D, § 3.3 et 6.2.3.

3.7.3.4.2 *Fonctions.* Le SBAS assurera une ou plusieurs des fonctions suivantes :

a) mesure de distance SBAS L1 : fournir un signal de mesure de distance L1 supplémentaire assorti d'un indicateur de précision transmis par un satellite SBAS (§ 3.7.3.4.3 et appendice B, § 3.5.7.2) ;

b) état des satellites GNSS SBAS L1 : déterminer et transmettre l'état des satellites GNSS (appendice B, § 3.5.7.3) ;

c) correction différentielle de base SBAS L1 : fournir les corrections d'éphémérides des satellites GNSS et d'horloge (à court ou à long terme) à appliquer aux mesures de pseudodistance L1 effectuées par les satellites (appendice B, § 3.5.7.4) ;

d) correction différentielle précise SBAS L1 : déterminer et transmettre les corrections ionosphériques L1 et les données d'intégrité correspondantes (appendice B, § 3.5.7.5) ;

e) mesure de distance SBAS multiconstellations double fréquence (DFMC) : fournir un moyen supplémentaire de mesure de distance sans le retard ionosphérique en utilisant les signaux L1 et L5 de satellites SBAS (appendice B, § 3.5.14.2) ;

f) correction différentielle sans le retard ionosphérique SBAS DFMC : déterminer et transmettre l'état des satellites GNSS, les corrections d'éphémérides des satellites et d'horloge à appliquer aux mesures de pseudodistance sans le retard ionosphérique effectuées par les satellites (appendice B, § 3.5.14.3) ainsi que les données d'intégrité correspondantes.

Note 1.— Pour les utilisateurs d'une seule fréquence, si les fonctions b) et c) sont assurées, l'ensemble composé du SBAS et de la ou des constellations satellitaires de base peut prendre en charge les types d'opérations « départ », « en route », « région terminale » et « approche classique », et si la fonction d) est elle aussi assurée, le SBAS peut alors également prendre en charge les approches de précision, y compris celles de catégorie I. Le niveau de performance qu'il est possible d'obtenir dépend de l'infrastructure incorporée dans le SBAS et des conditions ionosphériques dans les régions géographiques visées.

Note 2.— Pour les utilisateurs de deux fréquences, si la fonction f) est assurée, l'ensemble composé du SBAS et de la ou des constellations satellitaires de base peut prendre en charge les types d'opérations « départ », « en route », « région terminale », « approche classique » et « approche de précision », y compris celles de catégorie I.

Note 3.— Pour assurer la fonction e), le SBAS doit produire un signal L1 qui répond aux spécifications relatives aux mesures de distance sans le retard ionosphérique utilisant les mesures de pseudodistance L1 et L5.

Note 4.— Les corrections ionosphériques sont transmises seulement sur la fréquence L1. Les utilisateurs de deux fréquences feront appel aux mesures de pseudodistance sans le retard ionosphérique et n'auront pas besoin de telles corrections. La combinaison de pseudodistances sans le retard ionosphérique SBAS DFMC est définie plus avant à l'appendice B, § 3.5.15.1.

3.7.3.4.3 *Mesure de distance.* Lorsque le SBAS assure un service de télémétrie, les normes suivantes s'appliqueront :

3.7.3.4.3.1 Compte non tenu des effets atmosphériques, la contribution des satellites SBAS à l'erreur de mesure de distance ne dépassera pas 25 m (82 ft) (95 %).

3.7.3.4.3.2 La probabilité pour que l'erreur en distance SBAS L1 excède 150 m (490 ft) au cours d'une heure ne dépassera pas 10^{-5}.

3.7.3.4.3.3 La probabilité de défaillance de la fonction de mesure de distance d'un satellite SBAS n'excédera pas 10^{-3}.

3.7.3.4.3.4 L'erreur sur le taux de variation de la distance ne dépassera pas 2 m/s (6,6 ft).

3.7.3.4.3.5 L'erreur sur l'accélération ne dépassera pas 0,019 m/s^2 (0,06 ft).

3.7.3.4.4 *Zone de service.* Une zone de service SBAS pour tout type d'opérations approuvées sera une zone déclarée à l'intérieur de la zone de couverture du SBAS, dans laquelle le SBAS est conforme aux spécifications correspondantes du § 3.7.2.4.

Note 1.— Un système SBAS peut avoir différentes zones de service qui correspondent à différents types d'opérations (p. ex. opérations APV-I, catégorie I, etc.).

Note 2.— La zone de couverture est la zone dans laquelle il est possible de recevoir les diffusions du SBAS (c'est-à-dire les empreintes combinées des satellites SBAS).

Note 3.— Les zones de couverture et les zones de service du SBAS sont expliquées au supplément D, § 6.2.

3.7.3.4.5 *Caractéristiques radioélectriques du signal SBAS L1*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées du signal L1se trouvent à l'appendice B, § 3.5.2.

3.7.3.4.5.1 *Fréquence porteuse L1.* La fréquence porteuse L1 sera 1 575,42 MHz.

3.7.3.4.5.2 *Spectre radioélectrique L1.* Au moins 95 % de la puissance de diffusion du signal L1 sera confinée dans une bande de ±12 MHz centrée sur la fréquence L1. La largeur de bande du signal L1 émis par un satellite SBAS donné sera d'au moins 2,2 MHz.

Note.— La liaison RF SBAS L1 doit offrir une plus grande largeur de bande de transmission pour permettre la valeur de précision des mesures de distance du SBAS indiquée dans l'appendice B, § 3.5.15.4.1, pour ce qui est du service SBAS DFMC. Une plus grande largeur de bande de transmission améliorera les performances du service de mesure de distance SBAS L1. Voir le supplément D, § 6.4.6.

3.7.3.4.5.3 *Niveau de puissance du signal L1*

3.7.3.4.5.3.1 Chaque satellite SBAS mis en orbite avant le 1er janvier 2014 diffusera les signaux de navigation sur la fréquence L1 avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé sous un angle de site de 5 degrés ou davantage, le niveau du signal reçu soit compris entre –161 et –153 dBW à la borne d'une antenne à polarisation rectiligne présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

3.7.3.4.5.3.2 Chaque satellite SBAS diffusant un signal SBAS L1 mis en orbite après le 31 décembre 2013 se conformera aux dispositions ci-après :

a) Le satellite diffusera les signaux de navigation sur la fréquence L1 avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé à l'angle de site minimal ou à un angle supérieur pour lesquels un signal d'un satellite géostationnaire (GEO) pouvant être suivi doit être fourni, le niveau du signal reçu soit d'au moins –164,0 dBW à la borne de l'antenne indiquée au tableau B-172 de l'appendice B.

b) L'angle de site minimal utilisé pour déterminer la couverture GEO sera d'au moins 5 degrés pour un utilisateur à proximité du sol.

c) Le niveau du signal reçu du SBAS sur la fréquence L1 à la borne d'une antenne présentant un gain de 0 dBic située à proximité du sol ne dépassera pas –152,5 dBW.

d) L'ellipticité du signal L1 ne sera pas inférieure à 2 dB pour une gamme d'écart angulaire de ±9,1° à partir de l'axe de pointage.

3.7.3.4.5.4 *Polarisation.* Le signal émis sur la fréquence L1 sera à polarisation circulaire droite.

3.7.3.4.5.5 *Modulation.* La séquence transmise sur la fréquence L1 se composera de l'addition modulo 2 du message de navigation à 500 symboles par seconde et du code pseudo-aléatoire d'une longueur de 1 023 bits. Elle subira une modulation BPSK à 1,023 mégachip par seconde.

3.7.3.4.6 *Caractéristiques radioélectriques du signal SBAS L5*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques détaillées du signal L5 se trouvent à l'appendice B, § 3.5.9.

3.7.3.4.6.1 *Fréquence porteuse L5.* La fréquence porteuse L5 sera 1 176,45 MHz.

3.7.3.4.6.2 *Spectre radioélectrique du signal L5.* Au moins 95 % de la puissance de diffusion du signal L5 sera confinée dans une bande centrée sur la fréquence L5 et entre 20 MHz et 24 MHz.

3.7.3.4.6.3 *Niveau de puissance du signal SBAS L5.* Chaque satellite DFMC diffusant un signal SBAS L5 sera conforme aux dispositions supplémentaires ci-après :

a) Le satellite diffusera les signaux de navigation sur la fréquence L5 avec une puissance suffisante pour que, en tout point situé à proximité du sol et bien dégagé à partir duquel le satellite peut être observé à l'angle de site minimal ou à un angle supérieur pour lesquels un signal pouvant être suivi doit être fourni, le niveau du signal reçu soit d'au moins –158 dBW à la sortie d'une antenne à polarisation rectiligne présentant un gain de 3 dBi, pour toutes les orientations de l'antenne perpendiculaires à la direction de propagation.

b) L'angle de site minimal utilisé pour déterminer la couverture du satellite du SBAS sera d'au moins 5 degrés pour un utilisateur à proximité du sol.

c) Le niveau d'un signal reçu du SBAS sur la fréquence L5 à la sortie d'une antenne à polarisation circulaire droite présentant un gain de 0 dBic et située à proximité du sol ne dépassera pas –150,5 dBW.

d) L'ellipticité du signal L5 diffusé ne sera pas inférieure à 2 dB pour une gamme d'écart angulaire de ±9,1° à partir de l'axe de pointage.

Note.— Le niveau du signal reçu visé aux alinéas a) et c) est mesuré à l'intérieur d'une bande de fréquences de ±10 MHz centrée sur la fréquence L5.

3.7.3.4.6.4 *Polarisation.* Le signal émis sur la fréquence L5 sera à polarisation circulaire droite.

3.7.3.4.6.5 *Modulation.* La séquence transmise sur la fréquence L5 en phase sera le résultat des 250 bits du message de navigation avec correction d'erreur sans circuit de retour (FEC) appliqués à raison de 500 symboles par seconde, qui est par la suite codé en bi-binaire et, en dernier, combiné au code pseudo-aléatoire d'une longueur de 10 230 bits en utilisant une addition modulo 2. La séquence résultante sera ensuite soumise à une modulation BPSK à 10,23 mégachips par seconde.

Note.— Les caractéristiques détaillées de la modulation du signal L5 sont précisées à l'appendice B, § 3.5.9.

3.7.3.4.7 *Synchronisation*

3.7.3.4.7.1 *Temps réseau SBAS (SNT) L1.* L'écart entre le temps des corrections du SBAS transmises sur la fréquence L1 et le temps GPS ne dépassera pas 50 nanosecondes.

3.7.3.4.7.2 *Temps réseau SBAS (SNT) DFMC.* L'écart entre le temps des corrections du SBAS transmises sur la fréquence L5 et le temps de référence de la constellation de base désignée comme étant la constellation de référence (voir le

paramètre « identificateur de référence temporelle » à l'appendice B, § 3.5.11.4, transmis par le SBAS DFMC) ne dépassera pas 1 microseconde.

3.7.3.4.8 *Données de navigation SBAS L1*. Les données de navigation transmises sur la fréquence L1 par un satellite du SBAS comprendront les informations nécessaires pour permettre aux services SBAS L1 de déterminer :

a) l'instant où le satellite SBAS effectue la transmission ;

b) la position du satellite SBAS ;

c) le temps corrigé de tous les satellites ;

d) la position corrigée de tous les satellites ;

e) les effets dus au temps de propagation dans l'ionosphère ;

f) l'intégrité de la position de l'usager ;

g) le décalage de temps par rapport au temps UTC (facultatif) ;

h) l'état du système.

Note.— La structure et le contenu des messages de navigation sont précisés à l'appendice B, aux § 3.5.3 et 3.5.4 respectivement.

3.7.3.4.9 *Données de navigation SBAS DFMC*. Les données de navigation transmises sur la fréquence L5 par un satellite du SBAS comprendront les informations nécessaires pour permettre aux services SBAS DFMC de déterminer :

a) l'instant où le satellite SBAS effectue la transmission ;

b) la position du satellite SBAS ;

c) le temps corrigé de tous les satellites contrôlés ;

d) la position corrigée de tous les satellites contrôlés ;

e) l'intégrité de la position de l'usager ;

f) le décalage de temps par rapport au temps UTC (facultatif).

Note.— La structure et le contenu des messages de navigation sont précisés à l'appendice B, aux § 3.5.10 et 3.5.11, respectivement.

3.7.3.5 *Système de renforcement au sol (GBAS) et système régional de renforcement au sol (GRAS)*

Note.— Sauf indication contraire expresse, les normes et pratiques recommandées sur le GBAS s'appliquent aussi au GRAS.

3.7.3.5.1 *Performances.* L'ensemble constitué, d'une part, du système GBAS et d'un ou de plusieurs autres éléments du GNSS, et, d'autre part, d'un récepteur GNSS exempt de défauts, répondra aux exigences de précision, d'intégrité, de continuité et de disponibilité énoncées au § 3.7.2.4 pour le type d'opération considéré, dans le volume de service utilisé pour prendre en charge l'opération et défini au § 3.7.3.5.3.

Note.— Le GBAS est destiné à prendre en charge tous les types d'opérations (approche, atterrissage, décollage guidé, départ et opérations à la surface) et peut appuyer les opérations en route et en région terminale. Le GRAS est prévu pour les opérations en route et en région terminale, et les opérations d'approche classique, de départ et d'approche avec guidage vertical. Les SARP qui suivent ont été élaborées pour toutes les catégories d'approche de précision, les approches avec guidage vertical et le service de localisation GBAS.

3.7.3.5.2 *Fonctions.* Le GBAS assurera les fonctions suivantes :

a) fournir des corrections de pseudodistance pertinentes au niveau local ;

b) fournir des données sur le GBAS ;

c) fournir des données sur le segment d'approche finale lorsqu'il prend en charge les approches de précision ;

d) fournir des données sur la disponibilité prévue des sources de mesure de distance ;

e) assurer le contrôle de l'intégrité des sources de mesure de distance du GNSS.

3.7.3.5.3 *Volume de service*

3.7.3.5.3.1 *Spécification générale pour les services d'approche.* Le volume de service minimal pour les approches GBAS sera celui qui est indiqué ci-dessous, sauf lorsque les caractéristiques topographiques imposent d'autres conditions ou que les besoins opérationnels permettent un volume de service différent :

a) latéralement : à partir de 140 m (450 ft) de chaque côté du point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP), en s'éloignant suivant un angle de ±35 degrés de chaque côté de la trajectoire d'approche finale, jusqu'à 28 km (15 NM), puis de ±10 degrés jusqu'à 37 km (20 NM) ;

b) verticalement : à l'intérieur de la zone définie ci-dessus, jusqu'à un angle de site de 7 degrés ou 1,75 fois la valeur publiée de l'angle de site de l'alignement de descente (GPA) au-dessus de l'horizontale (la plus grande de ces deux valeurs ayant préséance), depuis le point d'interception de l'alignement de descente (GPIP) jusqu'à une limite supérieure de 3 000 m (10 000 ft) au-dessus du seuil (HAT) et 0,45 fois le GPA au-dessus de l'horizontale ou un angle du même ordre de grandeur (non inférieur toutefois à 0,30 GPA), selon le cas, afin de respecter la procédure officielle relative à l'interception de l'alignement de descente. La limite inférieure est la moitié de la hauteur de décision la plus faible prise en charge ou 3,7 m (12 ft), si cette dernière valeur est plus élevée.

Note 1.— Les points LTP/FTP et GPIP sont définis à l'appendice B, § 3.6.4.5.1.

Note 2.— Le supplément D, § 7.3, contient des éléments indicatifs sur le volume de service d'approche.

3.7.3.5.3.2 *Services d'approche prenant en charge l'atterrissage automatique et le décollage guidé.* Le volume de service GBAS supplémentaire minimal pour prendre en charge les opérations d'approche qui comprennent un atterrissage et un roulement automatiques, y compris pendant le décollage guidé, sera comme suit, sauf lorsque les exigences opérationnelles le permettent :

a) horizontalement, dans un secteur couvrant la largeur de la piste, qui part de l'extrémité aval de la piste et s'étend parallèlement à l'axe de piste vers le LTP jusqu'au volume de service minimal décrit au § 3.7.3.5.3.1 ;

b) verticalement, entre deux surfaces horizontales, l'une à 3,7 m (12 ft) et l'autre à 30 m (100 ft) au-dessus de l'axe de piste jusqu'au volume de service minimal décrit au § 3.7.3.5.3.1.

Note.— Le supplément D, § 7.3, contient des éléments indicatifs sur le volume de service d'approche.

3.7.3.5.3.3 *Service de localisation GBAS.* Le volume de service du service de localisation GBAS sera la zone où les données diffusées peuvent être captées et où le service de localisation satisfait aux spécifications du § 3.7.2.4 et prend en charge les opérations approuvées correspondantes.

Note.— Le supplément D, § 7.3, contient des éléments indicatifs sur le volume de service du service de localisation.

3.7.3.5.4 *Caractéristiques de la diffusion des données*

Note.— Les caractéristiques radioélectriques se trouvent à l'appendice B, § 3.6.2.

3.7.3.5.4.1 *Fréquence porteuse.* Les fréquences utilisées pour la diffusion des données seront choisies dans la bande 108 – 117,975 MHz. La fréquence assignable la plus basse sera 108,025 MHz et la plus haute sera 117,950 MHz. La séparation entre les fréquences assignables (espacement entre les canaux) sera de 25 kHz.

Note 1.— Le supplément D, § 7.2.1, contient des éléments indicatifs sur l'assignation de fréquences pour le VOR/GBAS, ainsi que sur les critères de séparation géographique.

Note 2.— Les critères de séparation géographique relatifs à l'ILS/GBAS et les critères de séparation géographique relatifs au GBAS et aux services de communications VHF fonctionnant dans la bande 118 – 137 MHz sont en cours d'élaboration. En attendant leur incorporation dans les SARP, il est prévu d'utiliser les fréquences de la bande 112,050 – 117,900 MHz.

3.7.3.5.4.2 *Technique d'accès.* La technique utilisée sera une technique d'accès multiple par répartition dans le temps (AMRT) avec une structure de trame fixe. De 1 à 8 créneaux seront affectés à la diffusion des données.

Note.— Deux créneaux sont nominalement affectés à la diffusion des données, mais certaines installations GBAS qui emploient des antennes de diffusion de données VHF (VDB) multiples pour améliorer la couverture VDB peuvent en exiger plus. On trouvera au supplément D, § 7.12.4, des éléments indicatifs sur l'utilisation des antennes multiples. Certaines stations émettrices GBAS d'un GRAS pourraient utiliser un créneau temporel.

3.7.3.5.4.3 *Modulation.* Les données GBAS seront transmises sous forme de symboles de 3 bits, la porteuse étant modulée en D8PSK, à raison de 10 500 symboles par seconde.

3.7.3.5.4.4 *Intensité et polarisation du champ RF de diffusion des données*

Note 1.— Le GBAS peut assurer la diffusion des données VHF avec une polarisation horizontale (GBAS/H) ou une polarisation elliptique (GBAS/E) qui utilise à la fois la composante à polarisation horizontale (HPOL) et la composante à polarisation verticale (VPOL). Les aéronefs qui emploient la composante VPOL ne pourront pas utiliser l'équipement GBAS/H pour les opérations. Le supplément D, § 7.1, contient les éléments indicatifs à ce sujet.

Note 2.— Les intensités de champ minimales et maximales correspondent à une distance minimale de 80 m (263 ft) de l'antenne émettrice, pour une portée de 43 km (23 NM).

Note 3.— Lors de la prise en charge de services d'approche aux aéroports où l'implantation des antennes VDB se heurte à des contraintes, il est acceptable d'ajuster le volume de service lorsque les exigences opérationnelles le permettent (comme il est indiqué aux § 3.7.3.5.3.1 et 3.7.3.5.3.2 sur les définitions du volume de service). Ces ajustements du volume de service peuvent être acceptables du point de vue opérationnel lorsqu'ils n'ont pas d'incidences sur le service GBAS en dehors d'un rayon de 80 m (263 ft) autour de l'antenne VDB, en supposant une puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.) nominale de 47dBm (supplément D, tableau D-6).

3.7.3.5.4.4.1 *GBAS/H*

3.7.3.5.4.4.1.1 Un signal à polarisation horizontale sera diffusé.

3.7.3.5.4.4.1.2 La puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.) fournira un signal à polarisation horizontale ayant un champ minimal de 215 µV/m (–99 dBW/m^2) et un champ maximal de 0,879 V/m (–27 dBW/m^2) dans le volume de service GBAS spécifié au § 3.7.3.5.3.1. L'intensité du champ sera mesurée sous forme de moyenne pendant la période du champ synchronisation et levée de l'ambiguïté de la rafale. Dans le volume de service GBAS supplémentaire spécifié au § 3.7.3.5.3.2, la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.) fournira un signal à polarisation horizontale ayant une intensité de champ minimale de 215 µV/m (–99 dBW/m^2) au-dessous de 36 ft et jusqu'à 12 ft au-dessus de la surface de la piste, et de 650 µV/m (–89,5 dBW/m^2) à 36 ft ou davantage au-dessus de la surface de la piste.

Note.— Le supplément D, § 7.3, contient des éléments indicatifs sur le volume de service d'approche.

3.7.3.5.4.4.2 *GBAS/E*

3.7.3.5.4.4.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé qu'un signal à polarisation elliptique soit diffusé dans la mesure du possible.*

3.7.3.5.4.4.2.2 Lorsqu'un signal à polarisation elliptique est diffusé, la composante horizontale sera conforme aux spécifications du § 3.7.3.5.4.4.1.2 et la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.) fournira un signal à polarisation verticale ayant un champ minimal de 136 µV/m (–103 dBW/m^2) et un champ maximal de 0,555 V/m (–31 dBW/m^2) dans le volume de service GBAS. L'intensité du champ sera mesurée sous forme de moyenne pendant la période du champ synchronisation et levée de l'ambiguïté de la rafale.

3.7.3.5.4.5 *Puissance transmise dans les canaux adjacents.* Quelles que soient les conditions d'utilisation, la puissance transmise dans une bande de 25 kHz centrée sur l'i^e canal adjacent ne dépassera pas les valeurs indiquées au tableau 3.7.3.5-1 (situé à la fin de la section 3.7).

3.7.3.5.4.6 *Rayonnements non désirés.* Les rayonnements non désirés, notamment les rayonnements non essentiels et les rayonnements provenant des émissions hors bande, seront conformes aux niveaux indiqués dans le tableau 3.7.3.5-2 (situé à la fin de la section 3.7). La puissance totale dans tout signal VDB harmonique ou discret ne dépassera pas –53 dBm.

3.7.3.5.5 *Données de navigation.* Les données de navigation transmises par le GBAS contiendront les informations suivantes :

a) corrections de pseudodistance, temps de référence et données d'intégrité ;

b) données sur le GBAS ;

c) données relatives au segment d'approche finale quand les approches de précision sont prises en charge ;

d) données relatives à la disponibilité prévue des sources de mesure de distance.

Note.— La structure et le contenu des messages de navigation sont précisés à l'appendice B, § 3.6.3.

3.7.3.6 *Récepteur GNSS embarqué*

3.7.3.6.1 Le récepteur GNSS embarqué traitera les signaux émis par les éléments du GNSS avec lesquels il interagit, conformément à l'appendice B, § 3.1.1 (GPS), 3.1.2 (GLONASS), 3.1.3 (Galileo), 3.1.4 (BDS), 3.3 (ensemble de constellations satellitaires de base), 3.4 (ABAS), 3.5 (SBAS) et 3.6 (GBAS et GRAS).

3.7.4 Protection contre le brouillage

3.7.4.1 En situation de brouillage répondant à la description donnée à l'appendice B, § 3.7, le GNSS sera conforme aux critères de performance définis au § 3.7.2.4 et à l'appendice B, § 3.7.

Note.— Les éléments du GNSS exploités dans les bandes de fréquences 1 164 – 1 215 MHz et 1 559 – 1 610 MHz ~~et~~ sont classés par l'UIT dans la catégorie « service de radionavigation par satellite (RNSS) ». Ces bandes de fréquences comportent aussi une attribution mondiale au « service de radionavigation aéronautique (ARNS) ». Ces deux services appliqués au domaine aéronautique sont considérés comme des « services de sécurité » et ils bénéficient d'une protection spéciale de la partie du spectre qu'ils utilisent en vertu du Règlement des radiocommunications de l'UIT. Afin qu'ils puissent répondre aux critères de performance relatifs au guidage d'approche de précision que doivent assurer le GNSS et ses systèmes de renforcement, il est entendu que le RNSS et l'ARNS seront, à l'échelle mondiale, les seuls services à utiliser les bandes 1 164 – 1 215 MHz et 1 559 – 1 610 MHz, et que les émissions provenant des systèmes exploitant ces bandes et les bandes de fréquences adjacentes seront strictement contrôlées par les organismes nationaux ou internationaux.

3.7.5 Base de données

Note.— Les Annexes 4, 11, 14 et 15 contiennent les SARP applicables aux données aéronautiques et aux systèmes de navigation informatiques.

3.7.5.1 L'équipement GNSS embarqué utilisant une base de données permettra :

a) la mise à jour des données de navigation contenues dans cette base ;

b) la détermination, dans le cadre de la régularisation et du contrôle de la diffusion des renseignements aéronautiques (AIRAC), des dates d'entrée en vigueur de la base de données aéronautique.

Note.— Le supplément D, § 11, contient des éléments indicatifs relatifs à la nécessité des bases de données de navigation à jour dans les équipements GNSS embarqués.

Tableau 3.7.2.4-1. Critères de performance relatifs aux signaux électromagnétiques

Type d'opération	Précision horizontale à 95 % (Notes 1 et 3)	Précision verticale à 95 % (Notes 1 et 3)	Intégrité (Note 2)	Délai d'alarme (Note 3)	Continuité (Note 4)	Disponibilité (Note 5)
En route	3,7 km (2,0 NM)	S/O	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	5 min	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h à $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 à 0,99999
En route (région terminale)	0,74 km (0,4 NM)	S/O	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	15 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h à $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 à 0,99999
Approche initiale, approche intermédiaire, approche classique (NPA), départ	220 m (720 ft)	S/O	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	10 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h à $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 à 0,99999
Approche avec guidage vertical (APVI) (Note 8)	16,0 m (52 ft)	20 m (66 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ dans toute approche	10 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ par intervalle de 15 s	0,99 à 0,99999
Approche avec guidage vertical (APVII) (Note 8)	16,0 m (52 ft)	8,0 m (26 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ dans toute approche	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ par intervalle de 15 s	0,99 à 0,99999
Approche de précision de catégorie I (Note 7)	16,0 m (52 ft)	6,0 m à 4,0 m (20 ft à 13 ft) (Note 6)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ dans toute approche	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ par intervalle de 15 s	0,99 à 0,99999

NOTES.—

1. Les valeurs (centile 95) indiquées pour les erreurs de position du GNSS sont celles qui sont exigées pour le type d'opération considéré à la hauteur au-dessus du seuil la plus faible (le cas échéant). Les spécifications détaillées figurent à l'appendice B et le supplément D, § 3.2, contient les éléments indicatifs.
2. La définition de la spécification d'intégrité précise un seuil d'alarme à partir duquel l'intégrité peut être évaluée. Dans le cas de l'approche de précision de catégorie I, un seuil d'alarme vertical (VAL) supérieur à 10 m pour une conception de système particulière ne peut être employé que si une analyse de sécurité spécifique du système a été effectuée. Le supplément D, § 3.3.6 à 3.3.10, donne d'autres indications sur les seuils d'alarme. Voici les seuils d'alarme utilisables :

Type d'opération	Seuil d'alarme horizontal	Seuil d'alarme vertical
En route (espace aérien océanique/continental à faible densité)	7,4 km (4 NM)	S/O
En route (espace aérien continental)	3,7 km (2 NM)	S/O
En route (région terminale)	1,85 km (1 NM)	S/O
NPA	556 m (0,3 NM)	S/O
APVI	40 m (130 ft)	50 m (164 ft)
APVII	40 m (130 ft)	20,0 m (66 ft)
Approche de précision de catégorie I	40 m (130 ft)	35,0 m à 10,0 m (115 ft à 33 ft)

3. Les spécifications relatives à la précision et au délai d'alarme supposent l'utilisation d'un « récepteur exempt de défauts ».
4. Les spécifications de continuité pour les opérations « en route », « région terminale », « approche initiale », « approche classique » et « départ » sont des plages de valeurs, car ces spécifications dépendent de plusieurs facteurs, notamment le type d'opération considéré, la densité de la circulation, la complexité de l'espace aérien et la disponibilité d'autres aides à la navigation. La valeur inférieure de chaque plage correspond à la spécification minimale applicable aux zones à faible densité de circulation et à espace aérien peu complexe. La valeur supérieure correspond aux zones où la circulation est dense et l'espace aérien complexe (voir supplément D, § 3.4.2). Les spécifications de continuité pour les opérations APV et de catégorie I s'appliquent au risque moyen (dans le temps) de perdre le service, le temps d'exposition étant normalisé à 15 s (voir supplément D, § 3.4.3).
5. Le tableau donne également des plages de valeurs pour les spécifications de disponibilité, car celles-ci dépendent des besoins opérationnels, lesquels reposent sur différents facteurs, notamment la fréquence des opérations, les conditions climatiques, l'importance et la durée des interruptions de service, la disponibilité d'autres aides à la navigation, la couverture radar, la densité de la circulation ou encore les procédures de repli. La valeur inférieure de chaque plage correspond au seuil à partir duquel un système peut être considéré comme utilisable, sans pouvoir remplacer toutefois les aides à la navigation non GNSS. Les valeurs supérieures indiquées pour la navigation en route sont celles pour lesquelles le GNSS peut être la seule aide fournie. Les valeurs supérieures indiquées pour l'approche et le départ découlent des impératifs de disponibilité des aéroports à forte densité de circulation, en supposant que le système est utilisé pour les opérations de décollage et d'atterrissage multipistes et qu'il existe des procédures de repli qui en assurent la sécurité (voir supplément D, § 3.5).
6. Une plage de valeurs est donnée pour l'approche de précision de catégorie I. La valeur de 4,0 m (13 ft) est fondée sur les spécifications relatives à l'ILS et est une dérivation prudente de ces spécifications (voir le supplément D, § 3.2.7).
7. Les critères de performance du GNSS prévus pour prendre en charge les approches de précision de catégorie II ou III requièrent la spécification, dans l'appendice technique (appendice B, § 3.6), de critères de plus bas niveau à appliquer en plus des spécifications relatives aux signaux électromagnétiques (voir supplément D, § 7.5.1).
8. Les termes APV-I et APV-II désignent deux niveaux d'approche et d'atterrissage avec guidage vertical au GNSS et ils ne seront pas nécessairement utilisés en exploitation.

Tableau 3.7.3.5-1. Diffusion GBAS – Puissance transmise dans les canaux adjacents

Canal	Puissance relative	Puissance maximale
1er canal adjacent	–40 dBc	12 dBm
2e canal adjacent	–65 dBc	–13 dBm
4e canal adjacent	–74 dBc	–22 dBm
8e canal adjacent	–88,5 dBc	–36,5 dBm
16e canal adjacent	–101,5 dBc	–49,5 dBm
32e canal adjacent	–105 dBc	–53 dBm
64e canal adjacent	–113 dBc	–61 dBm
76e canal adjacent et suivants	–115 dBc	–63 dBm

NOTES.—
1. La puissance maximale s'applique si la puissance d'émission autorisée dépasse 150 W.
2. Les points adjacents désignés par les canaux adjacents indiqués ci-dessus sont liés par une relation linéaire.

Tableau 3.7.3.5-2. Diffusion GBAS – Rayonnements non désirés

Fréquence	Niveau relatif des rayonnements non désirés (Note 2)	Niveau maximal des rayonnements non désirés (Note 1)
9 kHz à 150 kHz	–93 dBc (Note 3)	–55 dBm/1 kHz (Note 3)
150 kHz à 30 MHz	–103 dBc (Note 3)	–55 dBm/10 kHz (Note 3)
30 MHz à 106,125 MHz	–115 dBc	–57 dBm/100 kHz
106,425 MHz	–113 dBc	–55 dBm/100 kHz
107,225 MHz	–105 dBc	–47 dBm/100 kHz
107,625 MHz	–101,5 dBc	–53,5 dBm/10 kHz
107,825 MHz	–88,5 dBc	–40,5 dBm/10 kHz
107,925 MHz	–74 dBc	–36 dBm/1 kHz
107,9625 MHz	–71 dBc	–33 dBm/1 kHz
107,975 MHz	–65 dBc	–27 dBm/1 kHz
118,000 MHz	–65 dBc	–27 dBm/1 kHz
118,0125 MHz	–71 dBc	–33 dBm/1 kHz
118,050 MHz	–74 dBc	–36 dBm/1 kHz
118,150 MHz	–88,5 dBc	–40,5 dBm/10 kHz
118,350 MHz	–101,5 dBc	–53,5 dBm/10 kHz
118,750 MHz	–105 dBc	–47 dBm/100 kHz
119,550 MHz	–113 dBc	–55 dBm/100 kHz
119,850 MHz à 1 GHz	–115 dBc	–57 dBm/100 kHz
1 GHz à 1,7 GHz	–115 dBc	–47 dBm/1 MHz

NOTES.—

1. Le niveau maximal (puissance absolue) des rayonnements non désirés s'applique si la puissance d'émission autorisée dépasse 150 W.
2. Le niveau relatif des rayonnements non désirés doit être calculé en utilisant la même largeur de bande pour les signaux désirés et les signaux non désirés. Il peut être nécessaire de convertir les mesures des signaux non désirés effectuées en utilisant la largeur de bande indiquée dans la colonne « niveau maximal des rayonnements non désirés » du présent tableau.
3. Cette valeur est dictée par les limites de mesure. Les performances obtenues en situation réelle devraient être meilleures.
4. Les points adjacents désignés par les canaux adjacents indiqués ci-dessus sont liés par une relation linéaire.

3.8 (Réservé)

3.9 Caractéristiques de système des systèmes récepteurs ADF de bord

3.9.1 Précision des indications de relèvement

3.9.1.1 L'erreur dans l'indication de relèvement fournie par le système de radiogoniométrie automatique ne sera pas supérieure à ±5° pour un signal d'entrée venant de n'importe quelle direction et ayant une intensité de champ égale ou supérieure à 70 µV/m, rayonnée par un NDB ou une radiobalise LF/MF fonctionnant dans les limites des tolérances admises par cette Annexe, lorsqu'il existe également un signal inutile dont la direction est perpendiculaire à celle du signal utile et :

1) qui est émis sur la même fréquence et de 15 dB plus faible ; ou

2) qui est éloigné de ±2 kHz et de 4 dB plus faible ; ou

3) qui est éloigné de ±6 kHz ou plus et de 55 dB plus fort.

Note.— L'erreur d'indication de relèvement citée ci-dessus ne comprend pas l'erreur du compas magnétique de bord.

3.10 (Réservé)

3.11 Caractéristiques du système d'atterrissage hyperfréquences (MLS)

3.11.1 Définitions

Alignement de descente minimal. Angle minimal de descente, le long de l'axe d'azimut nul, compatible avec les procédures d'approche et critères de franchissement d'obstacles publiés.

Note.— Il s'agit de l'angle de site le plus faible qui ait été homologué et publié pour la piste aux instruments.

Axe de pointage de l'antenne MLS. Plan passant par le centre de phase de l'antenne, perpendiculaire à l'axe horizontal contenu dans le plan de l'antenne-réseau.

Note.— Normalement, dans le cas de l'azimut, l'axe de pointage de l'antenne coïncide avec l'azimut zéro degré. Cependant, on utilise de préférence le terme « axe de pointage » dans un contexte technique et le terme « azimut zéro degré » (voir la définition ci-dessous) dans le contexte de l'exploitation.

Azimut MLS. Lieu géométrique des points situés sur un quelconque plan horizontal où l'angle de guidage décodé est constant.

Azimut MLS zéro degré. Azimut MLS où l'angle de guidage décodé mesure zéro degré.

Bruit de suivi (PFN). Partie de l'erreur de signal de guidage susceptible d'écarter l'aéronef de l'alignement de piste moyen ou de l'alignement de descente moyen, selon le cas.

Bruit sur les commandes (CMN). Partie de l'erreur de signal de guidage qui provoque des déplacements des gouvernes et commandes d'assiette latérale et longitudinale et qui est susceptible d'influer sur l'assiette de l'aéronef en vol couplé, mais qui n'écarte pas l'aéronef de l'alignement de piste et/ou de l'alignement de descente souhaités (voir le § 3.5).

Centre de faisceau. Milieu des points situés à –3 dB sur les fronts avant et arrière du lobe principal du faisceau battant.

CMN. Voir Bruit sur les commandes.

DME/P. Élément de mesure de distance du MLS ; la lettre P signifie : mesure précise de la distance. A les mêmes caractéristiques de spectre que le DME/N.

Données auxiliaires. Données émises en plus des données de base, comprenant des informations sur l'implantation de l'équipement sol, destinées à améliorer les calculs de position à bord, ainsi que d'autres renseignements.

Données de base. Données émises par l'équipement sol, directement liées au fonctionnement du système de guidage d'atterrissage.

Erreur de suivi (PFE). Partie de l'erreur de signal de guidage susceptible d'écarter l'aéronef de l'alignement de piste et/ou de l'alignement de descente souhaités.

Erreur moyenne d'alignement de descente. Valeur moyenne de l'erreur de site le long de l'alignement de descente dans le cas d'une fonction de site.

Erreur moyenne d'alignement de piste. Valeur moyenne de l'erreur d'azimut le long du prolongement de l'axe de piste.

Fonction. Un des services de guidage assurés par le MLS (exemples : guidage en azimut d'approche, guidage en azimut arrière, données de base, etc.).

Largeur de faisceau. Largeur du lobe principal du faisceau battant exprimée en unités d'angle, mesurée aux points situés à –3 dB au moment où le faisceau est perpendiculaire à l'aérien, dans le plan horizontal pour la fonction d'azimut et dans le plan vertical pour la fonction de site.

PFE. Voir Erreur de suivi.

PFN. Voir Bruit de suivi.

Point de repère d'approche MLS. Point situé à une hauteur déterminée à la verticale de l'intersection de l'axe de la piste et du seuil.

Point de repère d'azimut arrière MLS. Point situé à une hauteur spécifiée au-dessus de l'axe de la piste et à égale distance de ses extrémités.

Point d'origine MLS. Point de l'axe de piste le plus proche du centre de phase de l'antenne de site d'approche.

Secteur de couverture. Volume d'espace aérien à l'intérieur duquel le service est assuré par une fonction donnée et où la densité de puissance du signal est supérieure ou égale au minimum spécifié.

Secteur de guidage complémentaire. Volume d'espace aérien compris dans le secteur de couverture, à l'intérieur duquel l'information de guidage en azimut n'est pas proportionnelle à l'écart angulaire de l'aéronef mais revêt la forme d'une indication constante « gauche » ou « droite » selon que l'aéronef se trouve à gauche ou à droite du secteur de guidage proportionnel.

Secteur de guidage proportionnel. Volume d'espace aérien à l'intérieur duquel l'information de guidage en angle fournie par une fonction est directement proportionnelle à l'écart angulaire de l'antenne de bord par rapport à l'axe de référence d'angle nul.

Signal d'indication hors limites. Signal rayonné au besoin vers des zones extérieures au secteur de couverture prévu pour prévenir spécifiquement la suppression injustifiée d'un avertissement à bord en présence d'une information de guidage trompeuse.

Site MLS. Lieu géométrique des points situés sur un quelconque plan vertical où l'angle de guidage décodé est constant.

Système de coordonnées. Coordonnées coniques. On dit qu'une fonction utilise des coordonnées coniques lorsque l'angle de guidage décodé varie de la même façon que l'angle minimal formé par la surface d'un cône contenant l'antenne de réception avec un plan perpendiculaire à l'axe de ce cône et passant par son sommet. Ce dernier coïncide avec le centre de phase de l'antenne. Dans le cas des fonctions d'azimut d'approche et d'azimut arrière, ce plan est le plan vertical passant par l'axe de piste. Dans le cas des fonctions de site, ce plan est horizontal.

Système de coordonnées. Coordonnées planes. On dit qu'une fonction utilise des coordonnées planes lorsque l'angle de guidage décodé varie de la même façon que l'angle formé avec un plan de référence par le plan passant par l'antenne de réception. Dans le cas des fonctions d'azimut, ce plan de référence est le plan vertical passant par l'axe de piste, et le plan passant par l'antenne de réception est le plan vertical passant par le centre de phase de l'antenne.

3.11.2 Généralités

3.11.2.1 Le MLS est un système de guidage de précision pour l'approche et l'atterrissage qui fournit une information de position et diverses données dans le sens sol-air. L'information de position est fournie dans un large secteur de couverture ; elle est déterminée par une mesure d'angle d'azimut, une mesure d'angle de site et une mesure de distance.

Note.— Sauf mention explicite de l'équipement embarqué MLS, le texte du § 3.11 s'applique à l'équipement sol MLS.

3.11.3 Configuration du MLS

3.11.3.1 *MLS de base.* La configuration de base du MLS comprendra les éléments suivants :

a) équipement d'azimut d'approche, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

b) équipement de site d'approche, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

c) moyen de codage et d'émission de mots de données essentielles, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

Note.— Les mots de données essentielles sont les mots de données de base et de données auxiliaires essentielles spécifiés au § 3.11.5.4.

d) DME/N, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle.

3.11.3.2 **Recommandation.—** *Si une information de distance précise est nécessaire dans tout le secteur de couverture en azimut, il est recommandé que l'option DME/P conforme aux normes du chapitre 3, § 3.5, soit utilisée.*

Note.— Le DME est l'élément de mesure de distance du MLS et il est prévu de l'installer dès que possible. Cependant, on pourra utiliser temporairement avec le MLS les radiobornes associées à l'ILS tant que le service ILS sera assuré sur la même piste.

3.11.3.3 *Configurations MLS élargies.* Il sera permis de réaliser des configurations élargies par rapport au MLS de base par adjonction d'une ou plusieurs des fonctions ou caractéristiques améliorées suivantes :

a) équipement d'azimut arrière, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

b) équipement de site d'arrondi, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

c) DME/P, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

d) moyen de codage et d'émission de mots de données auxiliaires supplémentaires, moniteur correspondant, télécommande et télécontrôle ;

e) secteur de guidage proportionnel élargi dépassant le minimum spécifié au § 3.11.5.

Note 1.— Bien que la norme ait été élaborée pour prévoir la fonction de site d'arrondi, cette fonction n'est pas mise en œuvre et il n'est pas prévu de la mettre en œuvre dans le futur.

Note 2.— Le format du signal MLS est conçu pour permettre l'adjonction ultérieure de fonctions supplémentaires (azimut sur 360°, par exemple).

3.11.3.4 *Configurations MLS simplifiées.* Il sera permis de réaliser des configurations simplifiées par rapport au MLS de base (§ 3.11.3.1), sur la base de l'assouplissement suivant des caractéristiques :

a) la couverture en azimut d'approche n'est assurée que dans la zone d'approche (§ 3.11.5.2.2.1.1) ;

b) la couverture en azimut d'approche et en site d'approche (§ 3.11.5.2.2 et 3.11.5.3.2) ne s'étend pas au-dessous d'une hauteur de 30 m (100 ft) au-dessus du seuil ;

c) les limites de précision pour la PFE et le PFN sont élargies mais ne doivent pas dépasser 1,5 fois les valeurs spécifiées au § 3.11.4.9.4 pour le guidage d'azimut d'approche et au § 3.11.4.9.6 pour le guidage de site ;

d) la contribution de l'équipement au sol à l'erreur moyenne d'alignement de piste et à l'erreur moyenne d'alignement de descente est élargie à 1,5 fois les valeurs spécifiées aux § 3.11.5.2.5 et 3.11.5.3.5, respectivement ;

e) dérogation aux exigences CMN (§ 3.11.4.9.4 et 3.11.4.9.6) ;

f) période d'action des moniteurs et commandes (§ 3.11.5.2.3 et 3.11.5.3.3) élargie à une période de 6 secondes.

Note.— Le supplément G, § 15, contient des éléments indicatifs sur l'application des configurations MLS simplifiées.

3.11.4 Caractéristiques du signal électromagnétique – Fonctions d'angle et de données

3.11.4.1 *Disposition des canaux*

3.11.4.1.1 *Canaux.* Les fonctions d'angle et de données MLS seront assurées sur un canal quelconque choisi parmi les 200 canaux assignés sur les fréquences 5 031,0 – 5 090,7 MHz et énumérés au tableau A.

3.11.4.1.1.1 Les assignations de canaux qui viendront s'ajouter à celles qui sont spécifiées au § 3.11.4.1.1 se feront dans la sous-bande 5 030,4 – 5 150,0 MHz en fonction des besoins futurs de la navigation aérienne.

3.11.4.1.2 *Appariement avec le DME.* L'appariement du canal d'angle et de données avec le canal de la fonction de distance se fera conformément au tableau A.

3.11.4.1.3 *Tolérance de fréquence.* La fréquence radioélectrique de fonctionnement de l'équipement sol ne s'écartera pas de plus de ±10 kHz de la fréquence assignée. La stabilité de fréquence sera telle que l'écart par rapport à la fréquence nominale ne dépassera pas ±50 Hz pendant toute période d'une seconde.

3.11.4.1.4 *Spectre du signal radioélectrique*

3.11.4.1.4.1 Le signal émis sera tel que, pendant l'émission, la densité de puissance moyenne au-dessus de 600 m (2 000 ft) de hauteur, mesurée dans une bande de 150 kHz dont le centre se trouve à 840 kHz au minimum de la fréquence nominale, ne dépassera pas –94,5 dBW/m^2 pour le guidage en angle ou pour les signaux de données.

3.11.4.1.4.2 Le signal émis sera tel que, pendant l'émission, la densité de puissance moyenne à une distance de plus de 4 800 m (2,6 NM) de quelque antenne que ce soit et au-dessous de 600 m (2 000 ft) de hauteur, mesurée dans une bande de 150 kHz dont le centre se trouve à 840 kHz au minimum de la fréquence nominale, ne dépassera pas –94,5 dBW/m^2 pour le guidage en angle ou pour les signaux de données.

Note 1.— Les spécifications du § 3.11.4.1.4.2 s'appliquent quand la couverture opérationnelle d'une autre station sol MLS chevauche l'horizon radioélectrique de la station sol considérée.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur la planification des fréquences du MLS figurent au § 9.3 du supplément G.

3.11.4.2 *Polarisation.* Les émissions radioélectriques de tout l'équipement sol seront à polarisation nominalement verticale. Aucune des composantes à polarisation horizontale ne provoquera, dans l'information de guidage, de modification supérieure à 40 % de la PFE admissible à l'endroit considéré lorsque l'antenne de bord sera inclinée de 30° par rapport à la position verticale, ni ne provoquera de dépassement de la limite de la PFE.

3.11.4.3 *Organisation du multiplexage par répartition dans le temps (MRT)*

3.11.4.3.1 L'information d'angle comme les données seront émises par multiplexage par répartition dans le temps (MRT) sur un seul et même canal radioélectrique.

3.11.4.3.2 *Synchronisation.* Les émissions des divers équipements sol d'angle et de données desservant une piste donnée seront synchronisées en vue d'un fonctionnement sans brouillage sur la fréquence radioélectrique commune.

3.11.4.3.3 *Cadences de fonction.* Chaque fonction émise sera répétée selon les indications du tableau suivant :

Fonction	*Cadence moyenne (Hz) mesurée sur une période quelconque de 10 s*
Guidage en azimut d'approche	13 ± 0,5
Guidage en azimut d'approche à cadence élevée	39 ± 1,5
Guidage en azimut arrière	6,5 ± 0,25
Guidage en site d'approche	39 ± 1,5
Guidage en site d'arrondi	39 ± 1,5
Données de base	voir appendice A, tableau A-7
Données auxiliaires	voir appendice A, tableaux A-10 et A-12

3.11.4.3.3.1 **Recommandation.—** *Lorsque le secteur de guidage proportionnel d'une installation s'étend au maximum de –40° à +40° et que la nécessité d'une fonction de site d'arrondi ou d'autres fonctions n'est pas prévue à cette installation, il est recommandé d'utiliser la fonction d'azimut d'approche à cadence élevée.*

Note.— Le supplément G, § 2.3.3, contient les modalités d'application.

3.11.4.3.4 *Séquencement des fonctions.* Les normes de séquencement applicables à chacune des fonctions d'angle et de données figurent dans l'appendice A, tableaux A-1 à A-6 et A-8. Dans le cas de l'équipement sol, la tolérance de séquencement interne de chaque événement énuméré, gigue comprise, sera de ±2 µs. La gigue sera inférieure à 1 µs en moyenne quadratique.

Note 1.— Dans chaque cas, la valeur indiquée correspond au début du créneau de temps de l'événement et à la fin du créneau de temps de l'événement précédent. Les caractéristiques et le séquencement des émissions effectives sont spécifiés aux paragraphes qui s'y rapportent.

Note 2.— Le supplément G, § 2.2.2, contient des renseignements sur la mesure de la précision de séquencement.

3.11.4.3.5 *Séquence des fonctions.* L'intervalle de temps entre les émissions successives d'une fonction donnée variera de manière à assurer une protection contre le brouillage synchrone.

Note 1.— Chaque émission de fonction est une entité indépendante pouvant occuper n'importe quelle position dans la séquence MRT (sauf que la fonction d'azimut arrière doit être précédée du mot de données de base n° 2).

Note 2.— Des séquences dont l'immunité à l'égard du brouillage synchrone a été démontrée sont présentées au § 2.1.4 dans le supplément G.

3.11.4.4 *Préambule*

3.11.4.4.1 Un signal de préambule sera émis dans tout le secteur de couverture considéré pour identifier la fonction particulière qui suit. Le préambule se composera d'une période d'acquisition de la porteuse radiofréquence, d'un code de temps de référence du récepteur et d'un code d'identification de fonction. Le séquencement des émissions du préambule sera conforme aux spécifications du tableau A-1 de l'appendice A.

3.11.4.4.2 *Acquisition de la porteuse.* L'émission du préambule débutera par une période de porteuse radiofréquence non modulée, selon les spécifications du tableau A-1 de l'appendice A.

3.11.4.4.3 *Modulation et codage*

3.11.4.4.3.1 *Modulation par déplacement de phase différentielle (MDPD).* Les codes de préambule et les signaux de données de base et de données auxiliaires spécifiés au § 3.11.4.8 seront émis par MDPD de la porteuse radiofréquence. Un déphasage de 0 ± 10° représentera le chiffre « zéro », tandis qu'un déphasage de 180 ± 10° représentera le chiffre « un ». La rapidité de modulation sera de 15 625 bauds. La précision de séquencement interne de la transition MDPD sera conforme aux spécifications du § 3.11.4.3.4. Il n'y aura aucune modulation d'amplitude pendant la transition de phase. Cette transition ne durera pas plus de 10 µs et la phase avancera ou retardera de façon monotone dans toute la région de transition.

3.11.4.4.3.2 *Temps de référence du récepteur.* Tous les préambules contiendront le code de temps de référence du récepteur, soit 11101 (bits I_1 à I_5). Le temps du point médian de la dernière transition de phase à l'intérieur du code sera le temps de référence du récepteur. Le code de temps de référence du récepteur sera validé par le décodage d'une identification de fonction valide suivant immédiatement le code de temps de référence du récepteur.

3.11.4.4.3.3 *Identification de fonction.* Un code d'identification de fonction suivra le code de temps de référence du récepteur. Ce code sera composé de cinq bits d'information (I_6 à I_{10}) permettant d'identifier 31 fonctions différentes, plus deux bits de parité (bits I_{11} et I_{12}) selon les indications du tableau suivant :

	Code						
Fonction	I_6	I_7	I_8	I_9	I_{10}	I_{11}	I_{12}
Azimut d'approche	0	0	1	1	0	0	1
Azimut d'approche à cadence élevée	0	0	1	0	1	0	0
Site d'approche	1	1	0	0	0	0	1
Site d'arrondi	0	1	1	0	0	0	1
Azimut arrière	1	0	0	1	0	0	1
Azimut sur 360°	0	1	0	0	1	0	1
Données de base 1	0	1	0	1	0	0	0
Données de base 2	0	1	1	1	1	0	0
Données de base 3	1	0	1	0	0	0	0
Données de base 4	1	0	0	0	1	0	0
Données de base 5	1	1	0	1	1	0	0
Données de base 6	0	0	0	1	1	0	1
Données auxiliaires A	1	1	1	0	0	1	0
Données auxiliaires B	1	0	1	0	1	1	1
Données auxiliaires C	1	1	1	1	0	0	0

Note.— Les codes d'identification de fonction ont été choisis de façon que les bits de parité I_{11} et I_{12} satisfassent aux équations suivantes :

$$I_6 + I_7 + I_8 + I_9 + I_{10} + I_{11} = \text{PAIR}$$

$$I_6 + I_8 + I_{10} + I_{12} = \text{PAIR}$$

3.11.4.5 *Paramètres de guidage en angle.* L'information de guidage en angle sera codée en fonction de l'écart de temps à la réception entre les centres des lobes principaux de faisceau battant ALLER et RETOUR. Le codage sera interprété par l'équipement embarqué comme une fonction linéaire du temps selon l'équation :

$$\theta = (T_0 - t)\ V/2$$

dans laquelle :

θ = angle de guidage en azimut ou en site, en degrés

t = écart de temps entre les centres de faisceau ALLER et RETOUR, en microsecondes

T_0 = écart de temps entre les centres de faisceau ALLER et RETOUR pour 0°, en microsecondes

V = constante d'échelle de la vitesse de balayage, en degrés par microsecondes

3.11.4.5.1 Les paramètres de guidage en angle auront les valeurs indiquées au tableau suivant :

Fonction	*Angle de balayage maximal (degrés)*	*Valeur de t pour l'angle de balayage maximal (µs)*	T_0 *(µs)*	*V (degrés/ µs)*
Azimut d'approche	de –62 à +62	13 000	6 800	0,020
Azimut d'approche à cadence élevée	de –42 à +42	9 000	4 800	0,020
Azimut arrière	de –42 à +42	9 000	4 800	–0,020
Site d'approche	de –1,5 à +29,5	3 500	3 350	0,020
Site d'arrondi	de –2 à +10	3 200	2 800	0,010

Note 1.— Une pause (temps de non-rayonnement) de durée est prévue entre la fin du balayage ALLER et le début du balayage RETOUR. Le supplément G, § 2.2.1, contient des renseignements supplémentaires.

Note 2.— Les angles de balayage maximaux indiqués tiennent compte du fait que l'angle de balayage doit dépasser la limite du secteur de guidage proportionnel d'au moins la moitié de la largeur de l'enveloppe de faisceau battant détectée (en angle équivalent) pour permettre le décodage.

3.11.4.5.2 Les tolérances de vitesse du faisceau battant de l'équipement sol et les tolérances d'écart de temps entre les impulsions ALLER et RETOUR correspondant à 0° devront être compatibles avec les spécifications du § 3.11.4.9 au sujet de la précision.

3.11.4.5.3 Les émissions de balayage ALLER et RETOUR seront disposées symétriquement par rapport au point médian de balayage indiqué dans chacun des tableaux A-2 à A-5 de l'appendice A. Le point médian de balayage coïncidera avec le centre de l'intervalle de temps entre les émissions de balayage ALLER et RETOUR, avec une tolérance de ±10 µs.

3.11.4.6 *Fonctions de guidage en azimut*

3.11.4.6.1 Chaque émission d'angle de guidage se composera d'un balayage ALLER suivi d'un balayage RETOUR qui, pour un observateur placé au-dessus de l'antenne, se feront respectivement en sens d'horloge et en sens inverse. Pour les fonctions d'azimut d'approche, la valeur de l'angle croîtra dans le sens du balayage ALLER. Pour les fonctions d'azimut arrière, la valeur de l'angle croîtra dans le sens du balayage RETOUR.

Note.— Le supplément G, § 2.3.1, contient un schéma illustrant les conventions de balayage.

3.11.4.6.2 *Signaux sectoriels.* Le format d'émission de toute fonction d'azimut comprendra des créneaux de temps destinés à la sélection d'une antenne de bord, à l'indication hors limites et aux impulsions d'essai que spécifient les tableaux A-2 et A-3 de l'appendice A. La précision de séquencement interne des signaux sectoriels sera conforme à la précision de séquencement interne des transitions MDPD spécifiée au § 3.11.4.3.4.

3.11.4.6.2.1 *Identification de l'équipement sol.* Le MLS assurant des services sur une piste donnée sera identifié au moyen d'un indicatif alphabétique à quatre caractères commençant par la lettre M. Cet indicatif, diminué de la première lettre, sera émis sous la forme d'un mot numérique comme l'indique le tableau A-7 de l'appendice A.

Note.— Il n'est pas exigé que l'équipement sol MLS émette l'identification en dehors des secteurs de couverture du guidage en angle. Si l'identification de canal MLS est opérationnellement exigée en dehors des secteurs de couverture du guidage en angle, elle peut être obtenue du DME omnidirectionnel associé (voir les § 3.11.5.5.2 et 8.2 dans le supplément G).

3.11.4.6.2.1.1 Ce signal sera émis sur le canal de données vers les zones de couverture en azimut d'approche et en azimut arrière.

3.11.4.6.2.1.2 Le bit de code occupant le créneau de temps précédemment attribué à l'autre identité (code morse) de l'équipement sol à la suite du préambule d'azimut sera fixé dans l'état « ZÉRO ».

3.11.4.6.2.2 *Signal de sélection d'antenne de bord.* Un signal destiné à la sélection d'une antenne de bord sera émis sous la forme d'un signal MDPD « zéro » d'une durée de six bits. Ce signal sera disponible dans tout le secteur de couverture où le guidage en azimut d'approche ou en azimut arrière est assuré.

Note.— Ce signal permet de sélectionner l'antenne la plus appropriée dans le cas d'une installation embarquée comprenant plusieurs antennes.

3.11.4.6.2.3 *Impulsions d'indication hors limites en azimut.* Lorsque des impulsions d'indication hors limites seront utilisées, elles seront :

a) plus fortes que tout signal de guidage hors des limites de couverture ;

b) inférieures d'au moins 5 dB au niveau du signal de guidage complémentaire « corrigez à gauche » (« corrigez à droite ») à l'intérieur du secteur de guidage complémentaire « corrigez à gauche » (« corrigez à droite ») ; et

c) inférieures d'au moins 5 dB au niveau du signal de faisceau battant à l'intérieur de la zone de couverture proportionnelle.

Chaque impulsion aura une durée d'au moins 100 µs à mi-amplitude et ses temps de montée et de descente seront inférieurs à 10 µs.

3.11.4.6.2.3.1 Il sera permis, si on le souhaite, d'émettre successivement deux impulsions dans chaque créneau destiné à l'indication hors limites. Lorsque des paires d'impulsions seront utilisées, chaque impulsion aura une durée d'au moins 50 µs et ses temps de montée et de descente seront inférieurs à 10 µs.

3.11.4.6.2.3.2 Les émissions d'impulsions d'indication hors limites rayonnées par des antennes dont les couvertures se chevauchent seront séparées par un intervalle minimal de 10 µs.

3.11.4.6.2.4 *Signaux d'essai émanant du sol*

Note.— Du temps a été réservé dans les formats des signaux de guidage en azimut pour de futurs signaux d'essai émanant du sol.

3.11.4.6.2.5 *Guidage complémentaire.* Lorsque le secteur de guidage proportionnel sera plus étroit que la couverture minimale spécifiée aux § 3.11.5.2.2.1.1, alinéa a) et 3.11.5.2.2.2, alinéa a), un guidage complémentaire sera assuré pour compléter le secteur de couverture par émission d'impulsions de guidage complémentaire « corrigez à gauche » « corrigez à droite » dans les formats destinés aux fonctions d'azimut d'approche, d'azimut d'approche à cadence élevée et d'azimut arrière. Il sera permis d'assurer un guidage complémentaire autrement, en laissant le faisceau battant dépasser les limites du secteur de guidage proportionnel pour fournir une information de guidage complémentaire « corrigez à gauche » ou « corrigez à droite », selon le cas lorsque l'angle décodé dépasse les limites désignées de la couverture du guidage proportionnel.

3.11.4.6.2.5.1 L'information de guidage complémentaire sera fournie par émission de paires d'impulsions à l'intérieur des créneaux de temps destinés au balayage en angle. Une paire d'impulsions sera constituée par une impulsion attenante à l'instant de départ du balayage ALLER du faisceau battant et par une impulsion attenante à l'instant d'arrêt du balayage RETOUR. Une deuxième paire sera constituée par une impulsion attenante à l'instant d'arrêt du balayage ALLER du faisceau battant et par une impulsion attenante à l'instant de départ du balayage RETOUR. Les impulsions de guidage complémentaire « corrigez à droite » représenteront les angles positifs et les impulsions de guidage complémentaire « corrigez à gauche » représenteront les angles négatifs. La durée de chaque impulsion de guidage complémentaire sera de 50 ± 5 µs. Le temps de commutation de l'émetteur entre les impulsions de guidage complémentaire et les émissions de

faisceau battant ne dépassera pas 10 µs. Le temps de montée mesuré sur le flanc de chaque impulsion de guidage complémentaire non attenante au faisceau battant sera inférieur à 10 µs.

3.11.4.6.2.5.2 Les caractéristiques de signal électromagnétique des impulsions de guidage complémentaire seront les suivantes :

a) dans le secteur de guidage complémentaire « corrigez à droite », le niveau du signal de guidage complémentaire « corrigez à droite » dépassera d'au moins 5 dB celui des lobes secondaires du faisceau battant et celui de tous les autres signaux de guidage et signaux d'indication hors limites ;

b) dans le secteur de guidage complémentaire « corrigez à gauche », le niveau du signal de guidage complémentaire « corrigez à gauche » dépassera d'au moins 5 dB celui des lobes secondaires du faisceau battant et celui de tous les autres signaux de guidage et signaux d'indication hors limites ;

c) dans le secteur de guidage proportionnel, le niveau des signaux de guidage complémentaire sera inférieur d'au moins 5 dB à celui du lobe principal du faisceau battant.

3.11.4.6.2.5.3 La densité de puissance du signal de guidage complémentaire sera conforme aux spécifications du § 3.11.4.10.1.

Note 1.— Le supplément G, § 2.3.4, contient des éléments indicatifs sur les points suivants :

a) séquencement du guidage complémentaire et du faisceau battant ;

b) enveloppes des impulsions dans les zones de transition entre les signaux de guidage complémentaire et de faisceau battant ;

c) changements de conventions de guidage complémentaire (« corrigez à droite »/« corrigez à gauche »).

Note 2.— Les limites de la couverture proportionnelle sont émises sous forme de données de base comme il est spécifié au § 3.11.4.8.2.

3.11.4.7 *Fonctions de guidage en site*

3.11.4.7.1 *Conventions de balayage.* Pour la fonction de site d'approche, l'angle de guidage en site croissant sera défini par un balayage montant. L'angle de site sera nul dans le plan horizontal passant par le centre de phase de l'antenne correspondante. Chaque émission d'angle de guidage se composera d'un balayage ALLER suivi d'un balayage RETOUR. Le balayage ALLER se fera dans le sens des angles croissants.

3.11.4.7.2 *Signal sectoriel.* L'émission d'une impulsion d'indication hors limites sera prévue dans le format destiné à la fonction de site d'approche. Lorsqu'une impulsion d'indication hors limites sera utilisée, elle sera : 1) plus forte que tout signal de guidage dans le secteur d'indication hors limites, et 2) inférieure d'au moins 5 dB aux signaux de guidage à l'intérieur du secteur de guidage. Le séquencement de l'indication hors limites sera conforme aux indications du tableau A-4 de l'appendice A. La durée de chaque impulsion mesurée à mi-amplitude sera d'au moins 100 µs et les temps de montée et de descente seront inférieurs à 10 µs.

3.11.4.7.2.1 Il sera permis, si on le souhaite, d'émettre successivement deux impulsions dans chaque créneau destiné à l'indication hors limites. Lorsque des paires d'impulsions seront utilisées, chaque impulsion aura une durée d'au moins 50 µs et ses temps de montée et de descente seront inférieurs à 10 µs.

3.11.4.8 *Fonctions de données.* L'émission de données de base et de données auxiliaires sera prévue dans le format de signal MLS.

Note.— Les spécifications de couverture et de surveillance des données émanant de l'équipement sol figurent au § 3.11.5.4.

3.11.4.8.1 *Émissions de données.* Les données seront émises de la manière spécifiée au § 3.11.4.4.3.1.

3.11.4.8.2 *Structure et séquencement des données de base.* Les données de base seront codées sous forme de mots de 32 bits comprenant chacun un préambule de fonction (12 bits) spécifié au § 3.11.4.4 et des données dont la teneur est spécifiée au tableau A-7 de l'appendice A. Le séquencement des mots de données de base sera conforme aux spécifications du tableau A-6 de l'appendice A. La teneur, l'intervalle maximal entre deux émissions consécutives du même mot et l'organisation des mots seront conformes aux spécifications du tableau A-7 de l'appendice A. L'émission des données contenant une information numérique débutera par le bit de poids faible. Le plus petit nombre binaire représentera la limite inférieure absolue de la plage de valeurs et la progression se fera par pas binaires jusqu'à la limite supérieure absolue spécifiée au tableau A-7 de l'appendice A.

3.11.4.8.2.1 *Teneur des données de base.* Les données spécifiées au tableau A-7 de l'appendice A seront définies comme suit :

a) *Distance antenne d'azimut d'approche – seuil.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui contient le seuil de piste.

b) *Limite de couverture proportionnelle en azimut d'approche.* Limite du secteur dans lequel le guidage proportionnel en azimut d'approche est assuré.

c) *Type du signal de guidage complémentaire.* Méthode d'obtention du signal de guidage complémentaire en azimut.

d) *Alignement de descente minimal.* Angle minimal de descente le long de l'axe d'azimut nul, défini au § 3.11.1.

e) *État de l'azimut arrière.* État opérationnel de l'équipement d'azimut arrière.

f) *État du DME.* État opérationnel de l'équipement DME.

g) *État de l'azimut d'approche.* État opérationnel de l'équipement d'azimut d'approche.

h) *État du site d'approche.* État opérationnel de l'équipement de site d'approche.

i) *Largeur de faisceau.* Largeur de faisceau d'antenne pour une fonction donnée, définie au § 3.11.1.

j) *Distance DME.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne DME au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui contient le point d'origine MLS.

k) *Azimut magnétique d'approche.* Angle mesuré en sens d'horloge dans le plan horizontal, à l'emplacement de l'antenne d'azimut d'approche, entre le nord magnétique et l'azimut d'approche zéro degré. Le sommet de l'angle mesuré sera le centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche.

l) *Azimut magnétique arrière.* Angle mesuré en sens d'horloge dans le plan horizontal, à l'emplacement de l'antenne d'azimut arrière, entre le nord magnétique et l'azimut arrière zéro degré. Le sommet de l'angle mesuré sera le centre de phase de l'antenne d'azimut arrière.

m) *Limite de couverture proportionnelle en azimut arrière.* Limite du secteur dans lequel le guidage proportionnel arrière est assuré.

n) *Identification de l'équipement sol MLS.* Les trois derniers caractères de l'identification de système spécifiée au § 3.11.4.6.2.1. Les caractères seront chiffrés selon l'Alphabet international n° 5 (IA-5) à l'aide des bits b_1 à b_6.

Note 1.— L'alphabet international nº 5 (IA-5) est défini au volume III de l'Annexe 10.

Note 2.— On peut reconstituer le bit b_7 de ce code dans le récepteur embarqué en prenant le complément du bit b_6.

3.11.4.8.3 *Organisation et séquencement des données auxiliaires.* Les données auxiliaires seront réparties en mots de 76 bits, eux-mêmes répartis comme suit : préambule de fonction (12 bits) spécifié au § 3.11.4.4 ; adresse (8 bits) spécifiée au tableau A-9 de l'appendice A ; données et parité (56 bits) spécifiées aux tableaux A-10, A-11, A-12, A-13 et A-15 de l'appendice A. Trois codes d'identification de fonction serviront à distinguer la transmission des données auxiliaires A, des données auxiliaires B et des données auxiliaires C. Le séquencement de la fonction de données auxiliaires sera conforme aux indications du tableau A-8 de l'appendice A. Deux formats seront prévus, l'un pour les données numériques et l'autre pour les données en caractères alphanumériques. L'émission des données contenant une information numérique débutera par le bit de poids faible. Les caractères alphabétiques des mots de données B1 à B39 seront codés selon l'Alphabet international n° 5 (IA-5) à l'aide des bits b_1 à b_5, le bit b_1 étant émis en premier. Les données alphanumériques figurant dans les autres mots de données seront codées selon l'Alphabet IA-5 à l'aide de 7 bits d'information, plus un bit de parité ajouté à chaque caractère. Les données alphanumériques seront émises dans l'ordre de lecture. L'émission série d'un caractère débutera par le bit de poids faible et s'achèvera par le bit de parité.

Note 1.— L'alphabet international nº 5 (1A-5) est défini au volume III de l'Annexe 10.

Note 2.— La teneur des données auxiliaires A est spécifiée au § 3.11.4.8.3.1. Celle des données auxiliaires B est spécifiée au § 3.11.4.8.3.2 et celle des données auxiliaires C est réservée à l'usage national.

3.11.4.8.3.1 *Teneur des données auxiliaires A.* Les éléments de données contenus dans les mots de données auxiliaires A1 à A4 spécifiés au tableau A-10 de l'appendice A seront définis comme suit :

a) *Déport de l'antenne d'azimut d'approche.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche au plan vertical passant par l'axe de piste.

b) *Distance antenne d'azimut d'approche – point d'origine MLS.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui contient le point d'origine MLS.

c) *Alignement de l'azimut d'approche sur l'axe de piste.* Angle minimal que fait l'azimut d'approche zéro degré avec l'axe de piste.

d) *Système de coordonnées de l'antenne d'azimut d'approche.* Système de coordonnées (planes ou coniques) des données d'angle émises par l'antenne d'azimut d'approche.

Note.— Bien qu'on ait élaboré la norme ci-dessus pour prévoir deux systèmes de coordonnées entre lesquels on a le choix, le système de coordonnées planes n'est pas mis en œuvre et il n'est pas prévu de le mettre en œuvre dans le futur.

e) *Hauteur de l'antenne d'azimut d'approche.* Hauteur du centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche par rapport au point d'origine MLS.

f) *Déport de l'antenne de site d'approche.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne de site au plan vertical passant par l'axe de piste.

g) *Distance point d'origine MLS – seuil.* Distance, mesurée dans la direction de l'axe de piste, du point d'origine MLS au seuil de piste.

h) *Hauteur de l'antenne de site d'approche.* Position sur la verticale du centre de phase de l'antenne de site par rapport au point d'origine MLS.

i) *Altitude du point d'origine MLS.* Hauteur du point d'origine MLS par rapport au niveau moyen de la mer (msl).

j) *Hauteur du seuil de piste.* Hauteur de l'intersection du seuil et de l'axe de piste par rapport au point d'origine MLS.

k) *Déport DME.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne DME au plan vertical passant par l'axe de piste.

l) *Distance DME – point d'origine MLS.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne DME au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui contient le point d'origine MLS.

m) *Hauteur de l'antenne DME.* Hauteur du centre de phase de l'antenne DME par rapport au point d'origine MLS.

n) *Distance extrémité aval de piste – point d'origine MLS.* Distance, mesurée dans la direction de l'axe de piste, de l'extrémité aval de piste au point d'origine MLS.

o) *Déport de l'antenne d'azimut arrière.* Distance minimale du centre de phase de l'antenne d'azimut arrière au plan vertical passant par l'axe de piste.

p) *Distance antenne d'azimut arrière – point d'origine MLS.* Distance minimale de l'antenne d'azimut arrière au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui contient le point d'origine MLS.

q) *Coïncidence de l'azimut arrière et de l'axe de piste.* Angle minimal que fait l'azimut arrière zéro degré avec l'axe de piste.

r) *Système de coordonnées de l'antenne d'azimut arrière.* Système de coordonnées (planes ou coniques) des données d'angle émises par l'antenne d'azimut arrière.

Note.— Bien qu'on ait élaboré la norme ci-dessus pour prévoir deux systèmes de coordonnées entre lesquels on a le choix, le système de coordonnées planes n'est pas mis en œuvre et il n'est pas prévu de le mettre en œuvre dans le futur.

s) *Hauteur de l'antenne d'azimut arrière.* Hauteur du centre de phase de l'antenne d'azimut arrière par rapport au point d'origine MLS.

Note.— Il est entendu qu'aucun mot de données A supplémentaire ne sera défini.

3.11.4.8.3.2 *Teneur des mots de données auxiliaires B.* Les mots de données auxiliaires B seront définis de la manière indiquée dans les tableaux A-11 et A-13 de l'appendice A.

3.11.4.8.3.2.1 *Données relatives aux procédures MLS/RNAV (système d'atterrissage hyperfréquences/navigation de surface).* Les mots de données auxiliaires B1 à B39 serviront au besoin à transmettre les données nécessaires aux procédures MLS/RNAV. Ces données pourront être divisées en deux bases distinctes : l'une émise dans le secteur de couverture en azimut d'approche et l'autre émise dans le secteur de couverture en azimut arrière. Pour chaque procédure, les données seront communiquées à l'aide de la base de données émise dans le secteur de couverture où la procédure commence. Les données relatives à une approche interrompue seront communiquées à l'aide de la base de données concernant la procédure d'approche associée.

3.11.4.8.3.2.2 *Structure des bases de données relatives aux procédures.* Chaque base de données relative à une procédure sera structurée comme suit :

a) un mot de correspondance/CRC indiquera la taille de la base de données, le nombre de procédures qui y sont définies et le code de contrôle de redondance cyclique (CRC) pour la validation de la base de données ;

b) des mots indicateurs de procédure indiqueront toutes les procédures d'approche et de départ nommées dans la base de données ;

c) des mots de données définiront les coordonnées et la succession des points de cheminement des procédures.

Note.— La structure et le codage des mots auxiliaires B1 à B39 sont définis dans les tableaux A-14 à A-17 de l'appendice A. Des éléments indicatifs sur le codage des procédures MLS/RNAV figurent dans le supplément G.

3.11.4.9 *Précision du système.* Sauf indication contraire, les normes de précision ci-après seront respectées avec une probabilité de 95 %.

Note 1.— Les limites globales d'erreur comprennent les erreurs de toutes origines (exemples : erreurs provenant de l'équipement embarqué, de l'équipement sol et des effets de propagation).

Note 2.— Il est entendu que les limites d'erreur seront appliquées sur un segment de vol qui comprend le point de repère d'approche ou le point de repère d'azimut arrière. Le supplément G, § 2.5.2, contient des renseignements au sujet de l'interprétation des erreurs MLS et au sujet de la mesure de ces erreurs sur un segment de vol adapté à la vérification en vol.

Note 3.— Pour déterminer la dégradation admissible des erreurs ailleurs qu'au point de repère approprié, il faut d'abord convertir la valeur linéaire de la précision spécifiée au point de repère en valeur angulaire équivalente en prenant l'antenne pour origine.

3.11.4.9.1 *Point de repère d'approche MLS.* La hauteur du point de repère d'approche MLS sera de 15 m (50 ft). Une tolérance de +3 m (10 ft) sera admise.

Note 1.— Sur le plan opérationnel, la définition de la hauteur du point de repère d'approche MLS a pour but d'assurer un guidage sûr au-dessus des obstacles ainsi qu'une utilisation sûre et efficace de la piste desservie. La hauteur mentionnée au § 3.11.4.9.1 se rapporte à une piste de code 3 ou 4 telle que la définit l'Annexe 14.

Note 2.— D'autre part, le point de repère est un point commode où la précision et divers paramètres de la fonction peuvent être spécifiés.

Note 3.— Les hauteurs ci-dessus du point de repère d'approche MLS ont été calculées pour une distance verticale maximale de 5,8 m (19 ft) entre la trajectoire de l'antenne d'alignement de descente de bord et la trajectoire du bas des roues à la verticale du seuil. Dans le cas des aéronefs pour lesquels ce critère est insuffisant, il peut être nécessaire de prendre des dispositions afin soit de maintenir une marge adéquate au seuil, soit d'adapter les minimums d'exploitation autorisés.

3.11.4.9.2 *Point de repère d'azimut arrière MLS.* La hauteur du point de repère d'azimut arrière MLS sera de 15 m (50 ft). Une tolérance de +3 m (10 ft) sera admise.

Note.— La définition du point de repère d'azimut arrière MLS a pour but d'établir un point commode où la précision et divers paramètres de la fonction peuvent être spécifiés.

3.11.4.9.3 La PFE sera constituée par les composantes fréquentielles de l'erreur de signal de guidage à la sortie du récepteur embarqué qui sont inférieures à 0,5 rad/s dans le cas de l'information de guidage en azimut et inférieures à 1,5 rad/s dans le cas de l'information de guidage en site. Le CMN sera constitué par les composantes fréquentielles de l'erreur de

signal de guidage à la sortie du récepteur embarqué qui sont supérieures à 0,3 rad/s dans le cas de l'information de guidage en azimut et supérieures à 0,5 rad/s dans le cas de l'information de guidage en site. La pulsation de coupure du filtre de sortie du récepteur servant à cette mesure est égale à 10 rad/s.

3.11.4.9.4 *Fonctions de guidage en azimut d'approche.* Sauf dans les cas prévus au § 3.11.3.4 pour les configurations MLS simplifiées, au point de repère d'azimut d'approche, les performances de la fonction d'azimut d'approche seront conformes aux dispositions suivantes :

a) la PFE ne dépassera pas ±6 m (20 ft) ;

b) le PFN ne dépassera pas ±3,5 m (11,5 ft) ;

c) le CNM ne dépassera pas ±3,2 m (10,5 ft), ou 0,1° si cette valeur est inférieure à la précédente.

3.11.4.9.4.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé qu'au point de repère d'approche la PFE ne dépasse pas ±4 m (13,5 ft).*

3.11.4.9.4.2 La précision linéaire spécifiée au point de repère sera maintenue dans toute la zone de couverture de piste spécifiée au § 3.11.5.2.2.1.2, sauf lorsqu'une dégradation sera tolérée selon les spécifications du § 3.11.4.9.4.3.

3.11.4.9.4.3 *Tolérance de dégradation.* Sauf dans les cas prévus au § 3.11.3.4 pour les configurations MLS simplifiées, en azimut d'approche, il sera toléré que la valeur angulaire de la PFE, du PFN et du CMN croisse linéairement jusqu'aux limites de couverture comme suit :

a) *En fonction de la distance.* La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN à 37 km (20 NM) du seuil de piste dans le prolongement de l'axe de piste seront égales à 2 fois la valeur spécifiée au point de repère d'approche. La limite de CMN sera de 0,1° à 37 km (20 NM) du point de repère d'approche dans le prolongement de l'axe de piste sous l'angle d'alignement de descente minimal.

b) *En fonction de l'angle d'azimut.* La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN sous un angle d'azimut de ±40° seront égales à 1,5 fois la valeur dans le prolongement de l'axe de piste à la même distance du point de repère d'approche. La limite angulaire de CMN pour un angle d'azimut de ±40° est égale à 1,3 fois la valeur dans le prolongement de l'axe de piste à la même distance du point de repère d'approche.

c) *En fonction de l'angle de site.* La limite de PFE et la limite de PFN ne croîtront pas lorsque l'angle de site est inférieur ou égal à 9°. La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN sous un angle de site de 15° mesuré depuis le centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche seront égales à 2 fois la valeur admise au-dessous de 9° à la même distance du point de repère d'approche et sous le même angle d'azimut. La limite de CMN ne croîtra pas avec l'angle de site.

d) *CMN maximal.* Les limites de CMN ne dépasseront pas 0,2° dans aucune zone de couverture.

3.11.4.9.4.3.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le CMN ne dépasse pas 0,1° dans aucune zone de couverture.*

3.11.4.9.4.4 *PFE et PFN angulaires maximaux.* Sauf dans les cas prévus au § 3.11.3.4 pour les configurations MLS simplifiées, en tout point de la zone de couverture, les limites d'erreur angulaire s'établiront comme suit :

a) la PFE ne dépassera pas ±0,25° ;

b) le PFN ne dépassera pas ±0,15°.

3.11.4.9.5 *Fonctions de guidage en azimut arrière.* Au point de repère d'azimut arrière, les performances de la fonction d'azimut arrière seront conformes aux dispositions suivantes :

a) la PFE ne dépassera pas ±6 m (20 ft) ;

b) le PFN ne dépassera pas ±3,5 m (11,5 ft) ;

c) le CNM ne dépassera pas ±3,2 m (10,5 ft), ou 0,1° si cette valeur est inférieure à la précédente.

3.11.4.9.5.1 *Tolérance de dégradation.* En azimut arrière, il sera toléré que la valeur angulaire de la PFE, du PFN et du CMN croisse linéairement jusqu'aux limites de couverture comme suit :

a) *En fonction de la distance.* La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN à la limite de couverture dans le prolongement de l'axe de piste seront égales à 2 fois la valeur spécifiée au point de repère d'azimut arrière. La limite angulaire de CMN à 18,5 km (10 NM) de l'extrémité aval de la piste dans le prolongement de son axe sera égale à 1,3 fois la valeur spécifiée au point de repère d'azimut arrière.

b) *En fonction de l'angle d'azimut.* La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN sous un angle d'azimut de ±20° seront égales à 1,5 fois la valeur dans le prolongement de piste à la même distance du point de repère d'azimut arrière. La limite angulaire de CMN sous un angle d'azimut de ±20° sera égale à 1,3 fois la valeur dans le prolongement de l'axe de piste à la même distance du point de repère d'azimut arrière.

c) *En fonction de l'angle de site.* La limite de PFE et la limite de PFN ne croîtront pas lorsque l'angle de site est inférieur ou égal à 9°. La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN sous un angle de site de 15° mesuré depuis le centre de phase de l'antenne d'azimut arrière seront égales à 2 fois la valeur admise au-dessous de 9° à la même distance du point de repère d'azimut arrière et sous le même angle d'azimut. La limite de CMN ne croîtra pas avec l'angle de site.

d) *CMN maximal.* Les limites de CMN ne dépasseront pas 0,2° dans aucune zone de couverture.

3.11.4.9.5.2 *PFE et PFN angulaires maximaux.* En tout point de la zone de couverture, les limites d'erreur angulaire s'établiront comme suit :

a) la PFE ne dépassera pas ±0,50° ;

b) le PFN ne dépassera pas ±0,30°.

3.11.4.9.6 *Fonction de guidage en site.* Dans le cas de l'équipement implanté de façon à fournir un alignement de descente d'angle nominal inférieur ou égal à 3°, sauf dans les cas prévus au § 3.11.3.4 pour les configurations MLS simplifiées, les performances de la fonction de site d'approche au point de repère d'approche seront conformes aux dispositions suivantes :

a) la PFE ne dépassera pas ±0,6 m (2 ft) ;

b) le PFN ne dépassera pas ±0,4 m (1,3 ft) ;

c) le CMN ne dépassera pas ±0,3 m (1 ft).

3.11.4.9.6.1 *Tolérance de dégradation.* Sauf dans les cas prévus au § 3.11.3.4 pour les configurations MLS simplifiées, en site d'approche, il sera toléré que la valeur angulaire de la PFE, du PFN et du CMN croisse linéairement jusqu'aux limites de couverture comme suit :

a) *En fonction de la distance.* La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN à 37 km (20 NM) du seuil de piste sur l'alignement de descente minimal seront égales à 0,2°. La limite de CMN sera de 0,1° à 37 km (20 NM) du point de repère d'approche dans le prolongement de l'axe de piste sous l'angle d'alignement de descente minimal.

b) *En fonction de l'angle d'azimut.* La limite angulaire de PFE et la limite angulaire de PFN sous un angle d'azimut de ±40° seront égales à 1,3 fois la valeur dans le prolongement de l'axe de piste à la même distance du point de repère d'approche. La limite angulaire de CMN sous un angle d'azimut de ±40° sera égale à 1,3 fois la valeur dans le prolongement de l'axe de piste à la même distance du point de repère d'approche.

c) *En fonction de l'angle de site.* Sous les angles de site supérieurs à l'angle de site de l'alignement de descente minimal ou à 3° si cette valeur est plus petite et jusqu'au maximum de la couverture de guidage proportionnel et à la verticale du point de repère d'approche, il sera toléré que la limite angulaire de PFE, la limite angulaire de PFN et la limite angulaire de CMN croissent linéairement de manière que sous un angle de site de 15° la limite soit égale à 2 fois la valeur spécifiée au point de repère. Le CMN directement au-dessus du point de repère ne dépassera ±0,07° en aucun cas. Pour les autres zones de couverture à l'intérieur du secteur angulaire compris entre un angle de site équivalant à l'alignement de descente minimal et l'angle maximal de couverture du guidage proportionnel, les dégradations en fonction de la distance et de l'angle d'azimut qui sont spécifiées aux alinéas a) et b) s'appliqueront.

d) Les limites de PFE, PFN et CMN ne croîtront pas avec l'angle de site dans la zone comprise entre l'angle d'alignement de descente minimal et l'angle égal à 60 % de ce dernier. Sous les angles de site inférieurs à 60 % de l'angle de l'alignement de descente minimal et en descendant jusqu'à la limite de couverture spécifiée au § 3.11.5.3.2.1.2, et à la verticale du point de repère d'approche, il sera toléré que la limite angulaire de PFE, la limite angulaire de PFN et la limite angulaire de CMN croissent linéairement jusqu'à 6 fois la valeur au point de repère d'approche. Pour les autres zones de couverture à l'intérieur du secteur angulaire compris entre un angle de site équivalant à 60 % de l'angle de l'alignement de descente minimal, et en descendant jusqu'à la limite de couverture, la dégradation en fonction de la distance et de l'angle d'azimut qui est spécifiée aux alinéas a) et b) s'appliquera. Il ne sera admis en aucun cas que la PFE dépasse 0,8°, ou que le CMN dépasse 0,4°.

e) *CMN maximal.* Les limites de CMN ne dépasseront pas 0,2° dans aucune zone de couverture pour les angles de site supérieurs à 60 % de l'angle d'alignement de descente minimal.

3.11.4.9.6.2 *PFE et PFN angulaires maximaux.* Sauf dans les cas prévus au § 3.11.3.4 pour les configurations MLS simplifiées, en tout point de la zone de couverture situé à un angle de site supérieur à 60 % de l'angle d'alignement de descente minimal, les limites d'erreur angulaire s'établiront comme suit :

a) la PFE ne dépassera pas ±0,25° ;

b) le PFN ne dépassera pas ±0,15°.

3.11.4.9.6.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la limite angulaire de croissance linéaire de la limite de PFE, de la limite de PFN et de la limite de CMN sous les angles inférieurs à 60 % de l'angle de l'alignement de descente minimal et en descendant jusqu'à la limite de couverture soit égale à 3 fois la valeur admise au point de repère d'approche.*

Note.— Pour les autres zones de couverture à l'intérieur du secteur angulaire compris entre un angle de site équivalant à 60 % de l'alignement de descente minimal et en descendant jusqu'à la limite de couverture, il est recommandé que la dégradation en fonction de la distance et de l'angle d'azimut qui est spécifiée au § 3.11.4.9.6.1, alinéas a) et b) s'applique.

3.11.4.9.6.4 **Recommandation.—** CMN maximal. *Il est recommandé que la limite de CMN ne soit supérieure à 0,1° en aucun point de la zone de couverture pour les angles de site supérieurs à 60 % de l'angle d'alignement de descente minimal.*

3.11.4.9.6.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la PFE ne dépasse pas 0,35° et que le CMN ne dépasse pas 0,2°.*

3.11.4.9.6.6 Dans son volume de couverture, un équipement de site d'approche implanté de façon à fournir un alignement de descente minimal d'angle supérieur à 3° ne sera pas d'une précision angulaire inférieure à celle qui est spécifiée pour l'équipement implanté de façon à fournir un alignement de descente minimal de 3°.

3.11.4.10 *Densité de puissance*

3.11.4.10.1 La densité de puissance des signaux MDPD, des signaux de guidage complémentaire et des signaux de guidage en angle sera supérieure ou égale aux valeurs ci-dessous dans toutes les conditions météorologiques opérationnelles en tout point de la couverture, sauf disposition contraire du § 3.11.4.10.2.

Fonction	*Signaux MDPD (dBW/m²)*	*Signaux d'angle (dBW/m²) (Largeur de faisceau d'antenne)* 1°	2°	3°	*Signaux de guidage complémentaire (dBW/m²)*
Guidage en azimut d'approche	–89,5	–85,7	–79,7	–76,2	–88,0
Guidage en azimut d'approche à cadence élevée	–89,5	–88,0	–84,5	–81,0	–88,0
Guidage en azimut arrière	–89,5	–88,0	–82,7	–79,2	–88,0
Guidage en site d'approche	–89,5	–88,0	–84,5	S/O	S/O

S/O = sans objet

Note.— Le tableau ci-dessus spécifie les densités de puissance minimales pour les signaux de guidage complémentaire et de faisceau battant. Les valeurs relatives des deux types de signaux sont indiquées au § 3.11.4.6.2.5.2.

3.11.4.10.2 La densité de puissance des signaux de guidage en azimut d'approche dépassera celle qui est spécifiée au § 3.11.4.10.1 d'au moins :

a) 15 dB au point de repère d'approche ;

b) 5 dB pour des antennes ayant une largeur de faisceau de 1° ou 9 dB pour des antennes ayant une largeur de faisceau supérieure ou égale à 2°, à 2,5 m (8 ft) au-dessus du point d'origine MLS ou du point de l'axe de piste qui se trouve à la limite supérieure de visibilité directe depuis l'antenne d'azimut.

Note 1.— Pour l'atterrissage automatique, l'équipement d'azimut d'approche fournira normalement, près de la surface de la piste, des densités de puissance des signaux angulaires supérieures à celles qui sont spécifiées au § 3.11.4.10.1. Le supplément G donne des éléments indicatifs en ce qui concerne la largeur du faisceau d'antenne et le bilan de puissance.

Note 2.— Les spécifications des § 3.11.5.2.2 et 3.11.5.3.2 relatives à la couverture tiennent compte des difficultés d'implantation de l'équipement sol qui peuvent empêcher de fournir la densité de puissance spécifiée au § 3.11.4.10.2.

3.11.4.10.3 *Densités de puissance relatives des trajets multiples*

3.11.4.10.3.1 Dans la couverture en azimut du MLS à 60 m (200 ft) ou plus au-dessus du seuil, la durée d'un signal de faisceau battant réfléchi dont la densité de puissance est de plus de 4 dB au-dessous de la densité de puissance du signal

de faisceau battant du guidage en azimut d'approche ou du guidage en azimut à cadence élevée sera inférieure à 1 s, tel que le voit un aéronef qui suit une approche publiée.

3.11.4.10.3.2 Dans le secteur de guidage proportionnel en azimut du MLS, au-dessous de 60 m (200 ft) au-dessus du seuil, la densité de puissance d'un signal de faisceau battant réfléchi du guidage d'approche en azimut ou du guidage d'approche en azimut à cadence élevée sera de moins de 10 dB au-dessus de la densité de puissance du signal de faisceau battant du guidage d'approche en azimut ou du guidage d'approche en azimut à cadence élevée. Sur l'axe de la piste, le signal réfléchi ne dégradera pas la forme du faisceau battant d'azimut et ne générera pas d'erreurs à la sortie d'un récepteur qui dépassent les tolérances spécifiées au § 3.11.4.9.

3.11.4.10.3.3 Dans la couverture en site du MLS, la durée d'un signal de faisceau battant réfléchi du guidage d'approche en site dont la densité de puissance est de plus de 4 dB au-dessous de la densité de puissance du signal de faisceau battant du guidage d'approche en site sera inférieure à 1 s, tel que le voit un aéronef qui suit une approche publiée.

3.11.5 Caractéristiques de l'équipement sol

3.11.5.1 *Synchronisation et contrôle.* La synchronisation du multiplexage par répartition dans le temps des émissions de guidage en angle et de données, dont la liste figure au § 3.11.4.3.3, sera contrôlée.

Note.— Des dispositions spécifiques applicables au contrôle de diverses fonctions MLS figurent aux § 3.11.5.2.3 et 3.11.5.3.3.

3.11.5.1.1 *Rayonnement résiduel des fonctions MLS.* Pendant les périodes où une autre fonction est émise, le rayonnement résiduel d'une fonction sera inférieur d'au moins 70 dB au niveau de son émission.

Note.— Le niveau permis de rayonnement résiduel d'une fonction particulière est un niveau qui n'a aucun effet défavorable sur la réception de toute autre fonction et qui dépend de l'implantation de l'équipement et de la position de l'aéronef.

3.11.5.2 *Équipement de guidage en azimut*

3.11.5.2.1 *Caractéristiques du faisceau battant.* Les antennes d'équipement sol d'azimut produiront un faisceau en éventail étroit dans le plan horizontal et large dans le plan vertical, qui balayera horizontalement le secteur de guidage proportionnel d'une limite à l'autre.

3.11.5.2.1.1 *Système de coordonnées.* L'information de guidage en azimut sera rayonnée soit en coordonnées coniques, soit en coordonnées planes.

3.11.5.2.1.2 *Largeur du faisceau d'antenne.* La largeur du faisceau d'antenne ne dépassera pas 4°.

Note.— Il est entendu que dans toute la zone de couverture, l'enveloppe de faisceau battant détectée ne dépasse pas 250 µs (équivalent d'une largeur de faisceau de 5°) afin que l'équipement embarqué décode correctement l'angle.

3.11.5.2.1.3 *Forme du faisceau battant.* Les points à –10 dB de l'enveloppe de faisceau seront décalés, par rapport au centre du faisceau, au minimum de 0,76 fois la largeur de faisceau et au maximum de 0,96 fois la largeur de faisceau.

Note.— La forme décrite pour le faisceau est obtenue sur l'axe de pointage à l'aide d'un filtre approprié en l'absence de multitrajets. Le supplément G, § 3.1 et 3.2, contient des renseignements sur la forme du faisceau et sur les lobes secondaires.

3.11.5.2.2 *Couverture*

Note.— Les figures G-5A, G-5B et G-6 du supplément G contiennent des schémas illustrant la couverture spécifiée ci-dessous.

3.11.5.2.2.1 *Azimut d'approche.* Sauf dans les cas permis au § 3.11.3.4 pour les configurations simplifiées, l'équipement sol d'azimut d'approche rayonnera une information de guidage au minimum dans les volumes d'espace ci-après.

3.11.5.2.2.1.1 *Zone d'approche.* Zone comprise :

a) latéralement dans un secteur de 80° (normalement 40° de part et d'autre de l'axe de pointage de l'antenne) qui a pour origine le centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche ;

b) longitudinalement jusqu'à 41,7 km (22,5 NM) de l'antenne d'azimut d'approche ;

c) verticalement entre :

1) une surface conique inférieure ayant pour origine le centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche et inclinée vers le haut de manière à atteindre, à la limite de la couverture longitudinale, une hauteur de 600 m (2 000 ft) au-dessus du plan horizontal passant par le centre de phase de l'antenne ;

2) une surface conique supérieure ayant pour origine le centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche, inclinée vers le haut de 15° par rapport à l'horizontale et qui s'étend jusqu'à 6 000 m (20 000 ft) de hauteur.

Note 1.— Lorsque des obstacles intermédiaires font saillie au-dessus de la surface inférieure, il est entendu qu'il n'est pas nécessaire d'assurer le guidage au-dessous de la limite inférieure de visibilité directe.

Note 2.— Lorsqu'il est établi qu'une information de guidage trompeuse existe en dehors du secteur de couverture publié et que les procédures opérationnelles appropriées ne peuvent pas apporter de solutions acceptables, on pourra faire appel, pour limiter les effets de cette information, à certaines techniques telles que l'adaptation du secteur de guidage proportionnel et l'emploi de signaux d'indication hors limites. Le supplément G, section 8, contient des éléments indicatifs sur l'emploi de ces techniques.

Note 3.— Lorsque le secteur de guidage proportionnel est plus étroit que la couverture latérale minimale spécifiée au § 3.11.5.2.2.1.1, alinéa a), les signaux de guidage complémentaire spécifiés au § 3.11.4.6.2.5 sont nécessaires.

3.11.5.2.2.1.2 *Zone de piste.* Zone comprise :

a) horizontalement dans un secteur de 45 m (150 ft) de part et d'autre de l'axe de piste, qui part de l'extrémité aval de celle-ci et s'étend parallèlement à cet axe dans la direction d'approche jusqu'à la zone de couverture opérationnelle minimale décrite au § 3.11.5.2.2.1.3 ;

b) verticalement entre :

1) une surface horizontale située à 2,5 m (8 ft) au-dessus du point de l'axe de piste qui se trouve à la limite supérieure de visibilité directe depuis l'antenne d'azimut ;

2) une surface conique ayant pour origine l'antenne d'équipement sol d'azimut, inclinée vers le haut de 20° par rapport à l'horizontale et qui s'étend jusqu'à 600 m (2 000 ft) de hauteur.

Note 1.— Le supplément G, § 2.3.6, contient des renseignements sur la détermination du point mentionné à l'alinéa b) 1).

Note 2.— Il est entendu que le guidage au-dessous de la limite inférieure de visibilité directe peut être autorisé, pour autant que la qualité du signal puisse satisfaire aux normes du § 3.11.4.9.4 relatives à la précision.

3.11.5.2.2.1.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le niveau inférieur de couverture dans la zone de piste soit situé à 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'axe de piste.*

3.11.5.2.2.1.2.2 Lorsque les besoins de l'atterrissage automatique, du roulage ou du décollage l'exigeront, le niveau inférieur de couverture dans la zone de piste ne sera pas situé à plus de 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'axe de piste.

Note.— Il est entendu que la limite inférieure de couverture de 2,5 m (8 ft) s'applique à toutes les pistes. On trouvera au supplément G, § 2.3.6, des indications sur la possibilité d'appliquer avec moins de rigueur à 2,5 m (8 ft) les spécifications du § 3.11.4.10.2 relatives à la densité de puissance.

3.11.5.2.2.1.3 *Zone de couverture opérationnelle minimale.* Zone comprise :

a) latéralement dans un secteur de 10° de part et d'autre de l'axe de piste, ayant pour origine le point d'origine MLS ;

b) longitudinalement du seuil de piste dans la direction d'approche jusqu'à la limite de la couverture longitudinale spécifiée au § 3.11.5.2.2.1.1, alinéa b) ;

c) verticalement entre :

   1) un plan inférieur qui passe par la ligne située à 2,5 m (8 ft) au-dessus du seuil de piste et qui est incliné vers le haut de manière à atteindre la hauteur de la surface spécifiée au § 3.11.5.2.2.1.1, alinéa c) 1) à la limite de la couverture longitudinale ;

   2) la surface supérieure spécifiée au § 3.11.5.2.2.1.1, alinéa c) 2).

3.11.5.2.2.1.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'équipement sol d'azimut d'approche rayonne verticalement une information de guidage jusqu'à 30° au-dessus de l'horizontale.*

3.11.5.2.2.1.5 Le secteur minimal de guidage proportionnel aura la valeur indiquée ci-après :

Distance antenne d'azimut d'approche-seuil (AAT)	Couverture minimale proportionnelle
AAT < 500 m (1 640 ft)	±8°
500 m (1 640 ft) < AAT < 3 100 m (10 170 ft)	±6°
3 100 m (10 170 ft) < AAT	±4°

3.11.5.2.2.2 *Azimut arrière.* L'équipement sol d'azimut arrière rayonnera une information dans le volume d'espace ci-après au minimum :

a) horizontalement dans un secteur de 20° de part et d'autre de l'axe de piste, qui a pour origine l'antenne d'équipement sol d'azimut arrière et s'étend dans la direction d'approche interrompue jusqu'à 18,5 km (10 NM) au minimum de l'extrémité aval de piste ;

b) verticalement dans la zone de piste entre :

   1) une surface horizontale située à 2,5 m (8 ft) au-dessus du point de l'axe de piste qui se trouve à la limite supérieure de visibilité directe depuis l'antenne d'azimut arrière ;

2) une surface conique ayant pour origine l'antenne d'équipement sol d'azimut arrière, inclinée vers le haut de 20° par rapport à l'horizontale et qui s'étend jusqu'à 600 m (2 000 ft) de hauteur.

c) verticalement dans la zone d'azimut arrière entre :

1) une surface conique ayant pour origine un point situé à 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'extrémité aval de la piste, inclinée vers le haut de 0,9° par rapport à l'horizontale ; et

2) une surface conique ayant pour origine l'antenne d'équipement sol d'azimut arrière, inclinée vers le haut de 15° par rapport à l'horizontale et qui s'étend jusqu'à 3 000 m (10 000 ft) de hauteur.

Note 1.— Le supplément G, § 2.3.6, contient des renseignements sur la détermination du point mentionné à l'alinéa b) 1).

Note 2.— Lorsque les caractéristiques physiques de la piste ou des obstacles empêchent de respecter les normes des alinéas b) et c), il est entendu qu'il n'est pas nécessaire d'assurer le guidage au-dessous de la limite inférieure de visibilité directe.

3.11.5.2.2.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'installation d'azimut arrière rayonne une information de guidage jusqu'à 30° au-dessus de l'horizontale.*

3.11.5.2.2.2.2 Le secteur minimal de guidage proportionnel mesurera 10° de part et d'autre de l'axe de piste.

Note.— Le supplément G, § 7.5, contient les modalités d'application.

3.11.5.2.3 *Moniteurs et commandes*

3.11.5.2.3.1 Sauf dans les cas permis au § 3.11.3.4 pour les configurations simplifiées, les moniteurs d'azimut d'approche et d'azimut arrière feront cesser le rayonnement des fonctions correspondantes, et un avertissement sera transmis aux points de commande désignés si l'une quelconque des conditions ci-après dure plus longtemps que la période de temps spécifiée :

a) variation de la part due à l'équipement sol dans l'erreur moyenne d'alignement de piste, telle que la PFE au point de repère d'approche ou dans la direction d'une radiale d'azimut quelconque dépasse les limites spécifiées aux § 3.11.4.9.4 et 3.11.4.9.5 pendant plus d'une seconde ;

b) chute de la puissance rayonnée, dont la valeur tombe au-dessous du niveau nécessaire pour respecter les spécifications des § 3.11.4.10.1 et 3.11.4.6.2.5.2 pendant plus d'une seconde ;

c) erreur constatée plus d'une fois dans les émissions MDPD de préambule pendant une période quelconque d'une seconde ;

d) erreur de synchronisation MRT d'une fonction d'azimut donnée, telle que les tolérances spécifiées au § 3.11.4.3.2 sont dépassées pendant plus d'une seconde.

Note.— Le supplément G, section 6, contient des éléments indicatifs.

3.11.5.2.3.2 La conception et le fonctionnement du moniteur seront tels que le rayonnement cessera et qu'un avertissement sera donné aux points de commande désignés en cas de panne du moniteur lui-même.

3.11.5.2.3.3 Le temps de rayonnement de toute information de guidage erronée, temps de rayonnement nul compris, ne dépassera pas les périodes spécifiées au § 3.11.5.2.3.1. Toute tentative faite pour remédier à un dérangement en réarmant l'équipement sol principal ou en passant sur l'équipement sol de secours sera menée à bien dans ces délais et les temps de

rayonnement nul ne dépasseront pas 500 millisecondes. S'il n'est pas remédié au dérangement dans le délai accordé, le rayonnement cessera. Aucune tentative de rétablissement du service ne sera faite moins de 20 s après l'arrêt de l'équipement.

3.11.5.2.4 *Besoins d'intégrité et de continuité du service pour l'azimut MLS*

3.11.5.2.4.1 La probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage ne sera pas inférieure à $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pour tout atterrissage pour un azimut MLS destiné à être utilisé pour les opérations des catégories II et III.

3.11.5.2.4.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage ne soit pas inférieure à $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ pour tout atterrissage pour un azimut MLS destiné à être utilisé pour les opérations de catégorie I.*

3.11.5.2.4.3 La probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné sera supérieure à :

a) $1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes pour un azimut MLS destiné à être utilisé pour les opérations de catégorie II ou catégorie IIIA (équivalant à 2 000 heures de moyenne de temps de bon fonctionnement) ;

b) $1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 30 secondes pour un azimut MLS destiné à être utilisé pour toute la gamme des opérations de catégorie III (équivalant à 4 000 heures de moyenne de temps de bon fonctionnement).

3.11.5.2.4.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes pour un azimut MLS destiné à être utilisé pour les opérations de catégorie I (équivalant à 1 000 heures de moyenne de temps de bon fonctionnement).*

Note.— Le supplément G, section 11, contient des éléments indicatifs sur l'intégrité et la continuité du service.

3.11.5.2.5 *Précision de l'équipement sol*

3.11.5.2.5.1 Sauf dans les cas permis au § 3.11.3.4 pour les configurations simplifiées, la part due à l'équipement sol dans l'erreur moyenne d'alignement de piste ne dépassera pas l'équivalent de ±3 m (10 ft) au point de repère d'approche MLS.

3.11.5.2.5.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la part due à l'équipement sol dans le CMN au point de repère ne dépasse pas 1 m (3,3 ft), ou 0,03° si cette valeur est plus petite, avec une probabilité de 95 %.*

Note 1.— Il s'agit de l'erreur due à l'équipement, qui ne comprend aucun effet de propagation.

Note 2.— Le supplément G, § 2.5.2, contient des éléments indicatifs sur la mesure de ce paramètre.

3.11.5.2.6 *Implantation*

Note 1.— Il est entendu que l'impossibilité d'implanter l'équipement sol d'azimut dans le prolongement de l'axe de piste ne doit pas s'opposer à l'installation du MLS.

Note 2.— Le supplément G, § 4.3, contient des éléments indicatifs sur les zones critiques et sensibles des antennes d'azimut.

3.11.5.2.6.1 Normalement, l'antenne d'équipement sol d'azimut d'approche sera implantée dans le prolongement de l'axe de piste au-delà de l'extrémité aval et sera réglée de façon que le plan vertical passant par l'alignement de piste zéro

degré passe par le point de repère d'approche MLS. L'antenne sera implantée conformément aux SARP de l'Annexe 14 relatives au franchissement des obstacles.

3.11.5.2.6.2 L'antenne d'équipement sol d'azimut arrière sera normalement implantée dans le prolongement de l'axe de piste à l'extrémité amont et sera réglée de façon que le plan vertical passant par l'alignement de piste zéro degré passe par le point de repère d'azimut arrière.

3.11.5.3 *Équipement de guidage en site*

3.11.5.3.1 *Caractéristiques du faisceau battant.* L'antenne d'équipement sol de site produira un faisceau en éventail étroit dans le plan vertical et large dans le plan horizontal, qui balaye verticalement le secteur de guidage proportionnel d'une limite à l'autre.

3.11.5.3.1.1 *Système de coordonnées.* L'information de guidage en site d'approche sera rayonnée en coordonnées coniques.

3.11.5.3.1.2 *Largeur du faisceau d'antenne.* La largeur du faisceau d'antenne ne dépassera pas 2,5°.

3.11.5.3.1.3 *Forme de faisceau battant.* Les points –10 dB de l'enveloppe de faisceau seront décalés, par rapport à l'axe, au minimum de 0,76 fois la largeur de faisceau et au maximum de 0,96 fois la largeur de faisceau.

Note.— La forme décrite pour le faisceau est obtenue sur l'axe de pointage à l'aide d'un filtre approprié en l'absence de multitrajets. Le supplément G, § 3.1 et 3.2, contient des renseignements sur la forme du faisceau et sur les lobes secondaires.

3.11.5.3.2 *Couverture*

Note.— La figure G-10A du supplément G contient des schémas illustrant la couverture spécifiée.

3.11.5.3.2.1 *Site d'approche.* Sauf dans les cas permis au § 3.11.3.4 pour les configurations simplifiées, l'équipement sol de site d'approche rayonnera une information de guidage proportionnel au minimum dans le volume d'espace ci-après :

3.11.5.3.2.1.1 *Zone d'approche.* Zone comprise :

a) latéralement dans un secteur ayant pour origine le centre de phase de l'antenne de site, d'une ouverture au moins égale au secteur de guidage proportionnel produit par l'équipement sol d'azimut d'approche à la limite de la couverture longitudinale ;

b) longitudinalement de l'antenne de site, dans la direction d'approche, jusqu'à 37 km (20 NM) du seuil ;

c) verticalement entre :

   1) une surface conique inférieure ayant pour origine le centre de phase de l'antenne de site et inclinée vers le haut de manière à atteindre, à la limite de la couverture longitudinale, une hauteur de 600 m (2 000 ft) au-dessus du plan horizontal qui passe par le centre de phase de l'antenne ;

   2) une surface conique supérieure ayant pour origine le centre de phase de l'antenne de site, inclinée vers le haut de 7,5° par rapport à l'horizontale et qui s'étend jusqu'à 6 000 m (20 000 ft) de hauteur.

Note.— Lorsque les caractéristiques physiques de la zone d'approche empêchent de respecter les normes des alinéas a), b) et c) 1), il est entendu qu'il n'est pas nécessaire d'assurer le guidage au-dessous de la ligne de visibilité directe.

3.11.5.3.2.1.1.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'équipement sol de site d'approche assure un guidage proportionnel jusqu'à plus de 7,5° au-dessus de l'horizontale lorsque l'exploitation l'exige.*

3.11.5.3.2.1.2 *Zone de couverture opérationnelle minimale.* Zone comprise :

a) latéralement dans un secteur ayant pour origine le point d'origine MLS, de 10° de part et d'autre de l'axe de piste ;

b) longitudinalement de 75 m (250 ft) du point d'origine MLS, dans la direction du seuil, jusqu'à la limite de couverture spécifiée au § 3.11.5.3.2.1.1, alinéa b) ;

c) verticalement entre la surface supérieure spécifiée au § 3.11.5.3.2.1.1, alinéa c) 2) et la plus élevée des deux surfaces ci-après :

   1) une surface qui est le lieu géométrique des points situés à 2,5 m (8 ft) au-dessus de la piste ;

   2) un plan ayant pour origine le point d'origine MLS et incliné vers le haut de manière à atteindre, à la limite de la couverture longitudinale, la hauteur de la surface spécifiée au § 3.11.5.3.2.1.1, alinéa c) 1).

Note.— Le supplément G, § 3.3, contient des renseignements sur le diagramme de rayonnement horizontal de l'antenne de site d'approche.

3.11.5.3.3 *Moniteurs et commandes*

3.11.5.3.3.1 Sauf dans les cas permis au § 3.11.3.4 pour les configurations simplifiées, le moniteur de site d'approche fera cesser le rayonnement de ses fonctions et un avertissement sera transmis au point de commande désigné si l'une quelconque des conditions suivantes dure plus longtemps que la période de temps spécifiée :

a) variation de la part due à l'équipement sol dans l'erreur moyenne d'alignement de descente, telle que la PFE au point de repère d'approche ou sur tout alignement de descente compatible avec les procédures d'approche publiées dépasse les limites spécifiées au § 3.11.4.9.6 pendant plus d'une seconde ;

b) chute de la puissance rayonnée, dont la valeur tombe au-dessous du niveau nécessaire pour respecter les spécifications du § 3.11.4.10.1 pendant plus d'une seconde ;

c) erreur constatée plus d'une fois dans les émissions MDPD de préambule pendant une période quelconque d'une seconde ;

d) erreur de synchronisation MRT d'une fonction de site donnée, telle que les spécifications du § 3.11.4.3.2 ne sont pas respectées et le problème persiste pendant plus d'une seconde.

Note.— Le supplément G, section 6, contient des éléments indicatifs.

3.11.5.3.3.2 La conception et le fonctionnement du moniteur seront tels que le rayonnement cessera et qu'un avertissement sera donné aux points de commande désignés en cas de panne du moniteur lui-même.

3.11.5.3.3.3 Le temps de rayonnement de toute information de guidage erronée, temps de rayonnement nul compris, ne dépassera pas les périodes spécifiées au § 3.11.5.3.3.1. Toute tentative faite pour remédier à un dérangement en réarmant l'équipement sol principal ou en passant sur l'équipement sol de secours sera menée à bien dans ces délais et les temps de rayonnement nul ne dépasseront pas 500 millisecondes. S'il n'est pas remédié au dérangement dans le délai accordé, le rayonnement cessera. Aucune tentative de rétablissement du service ne sera faite moins de 20 s après l'arrêt de l'équipement.

3.11.5.3.4 *Besoins d'intégrité et de continuité du service pour le site d'approche MLS*

3.11.5.3.4.1 La probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage ne sera pas inférieure à $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pour tout atterrissage pour un site d'approche MLS destiné à être utilisé pour les opérations des catégories II et III.

3.11.5.3.4.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas rayonner de faux signaux de guidage ne soit pas inférieure à $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ pour tout atterrissage sur site d'approche MLS destiné à être utilisé pour les opérations de catégorie I.*

3.11.5.3.4.3 La probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné sera supérieure à $1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes pour un site d'approche MLS destiné à être utilisé pour les opérations des catégories II et III (équivalant à 2 000 heures de moyenne de temps de bon fonctionnement).

3.11.5.3.4.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la probabilité de ne pas perdre le signal de guidage rayonné dépasse $1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 secondes pour un site d'approche MLS destiné à être utilisé pour les opérations de catégorie I (équivalant à 1 000 heures de moyenne de temps de bon fonctionnement).*

Note.— Le supplément G, section 11, contient des éléments indicatifs sur l'intégrité et la continuité du service.

3.11.5.3.5 *Précision de l'équipement sol*

3.11.5.3.5.1 Sauf dans les cas permis au § 3.11.3.4 pour les configurations simplifiées, la part due à l'équipement sol dans la composante erreur moyenne d'alignement de descente de la PFE ne dépassera pas l'équivalent de ±0,3 m (1 ft) au point de repère d'approche.

3.11.5.3.5.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que la part due à l'équipement sol dans le CMN au point de repère ne dépasse pas 0,15 m (0,5 ft), avec une probabilité de 95 %.*

Note 1.— Il s'agit de l'erreur due à l'équipement, qui ne comprend aucun effet de propagation.

Note 2.— Le supplément G, § 2.5.2, contient des éléments indicatifs sur la mesure de ce paramètre.

3.11.5.3.6 *Implantation*

Note.— Le supplément G, § 4.2, contient des éléments indicatifs sur les zones critiques des antennes de site.

3.11.5.3.6.1 L'antenne d'équipement sol de site d'approche sera implantée à côté de la piste. Elle le sera conformément aux normes et pratiques recommandées de l'Annexe 14 relatives au franchissement des obstacles.

3.11.5.3.6.2 L'antenne d'équipement sol de site d'approche sera implantée de façon que l'asymptote de l'alignement de descente minimal passe à la verticale du seuil au point de repère d'approche MLS.

3.11.5.3.6.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'angle de l'alignement de descente minimal, qui est normalement de 3°, ne dépasse pas 3° sauf lorsqu'il n'est pas possible de respecter par d'autres moyens les spécifications relatives au franchissement des obstacles.*

Note.— Il est entendu que le choix d'un angle supérieur à 3° pour l'alignement de descente minimal sera déterminé par des facteurs opérationnels plutôt que par des facteurs techniques.

3.11.5.3.6.2.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'antenne de site d'approche de l'équipement sol soit implantée de telle sorte que la hauteur du point qui correspond au signal de guidage décodé de l'alignement de descente minimal au-dessus du seuil ne dépasse pas 18 m (60 ft).*

Note.— Du fait du déport de l'antenne de site par rapport à l'axe de piste, l'alignement de descente minimal sera plus haut que le point de repère d'approche.

3.11.5.3.6.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, lorsqu'un ILS et un MLS desservent simultanément la même piste, le point de repère ILS et le point de repère d'approche MLS coïncident à 1 m (3 ft) près.*

Note 1.— Il est entendu que cette recommandation ne s'appliquera que si le point de repère ILS est conforme aux spécifications de hauteur figurant aux § 3.1.5.1.4 et 3.1.5.1.5.

Note 2.— Le supplément G, § 4.1, contient des renseignements sur la co-implantation de l'ILS et du MLS.

3.11.5.4 *Couverture et surveillance des données*

Note 1.— Le supplément G, § 2.7, contient des éléments indicatifs sur l'utilisation des données.

Note 2.— Les données essentielles sont les données de base et les données auxiliaires essentielles émises dans les mots de données auxiliaires A1, A2, A3 et A4.

3.11.5.4.1 *Données de base*

3.11.5.4.1.1 Les mots de données de base 1, 2, 3, 4 et 6 seront émis dans tout le secteur de couverture en azimut d'approche.

Note.— Le tableau A-7 de l'appendice A indique la composition des mots de données de base.

3.11.5.4.1.2 Lorsque la fonction d'azimut arrière est fournie, les mots de données de base 4, 5 et 6 seront émis dans l'ensemble des secteurs de couverture en azimut d'approche et en azimut arrière.

3.11.5.4.2 *Données auxiliaires*

3.11.5.4.2.1 Les mots de données auxiliaires A1, A2 et A3 seront émis dans tout le secteur de couverture en azimut d'approche.

3.11.5.4.2.2 Lorsque la fonction d'azimut arrière est fournie, les mots de données auxiliaires A3 et A4 seront émis dans l'ensemble des secteurs de couverture en azimut d'approche et en azimut arrière.

Note.— Les mots de données auxiliaires B42 et B43 sont transmis au lieu des mots A1 et A4 respectivement pour les applications qui exigent une rotation d'antenne en azimut dépassant la portée d'alignement que permettent les mots A1 et A4.

3.11.5.4.2.3 Lorsqu'ils sont fournis, les mots de données auxiliaires B seront émis dans tout le secteur de couverture en azimut d'approche, sauf les mots de la base de données des procédures en azimut arrière, qui seront émis dans tout le secteur de couverture en azimut arrière.

3.11.5.4.2.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé, si la fonction d'azimut arrière est assurée, que les mots de données auxiliaires B appropriés soient émis dans tout le secteur de couverture en azimut arrière.*

Note.— Les tableaux A-10 , A-12 et A-15 de l'appendice A indiquent la composition des mots de données auxiliaires.

3.11.5.4.3 *Moniteurs et commandes*

3.11.5.4.3.1 Le moniteur avertira le point de commande désigné si la puissance rayonnée est inférieure à celle qui est nécessaire pour répondre aux spécifications du § 3.11.4.10.1 sur les signaux MDPD.

3.11.5.4.3.2 Si une erreur est détectée dans au moins deux échantillons consécutifs dans les données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut d'approche, le rayonnement de ces données ainsi que des fonctions d'azimut d'approche et de site cessera.

3.11.5.4.3.3 Si une erreur est détectée dans au moins deux échantillons consécutifs dans les données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut arrière, le rayonnement de ces données et de la fonction d'azimut arrière cessera.

3.11.5.5 *Équipement de mesure de distance*

3.11.5.5.1 L'information DME sera rayonnée au minimum dans tout le volume de couverture où le guidage en azimut d'approche et en azimut arrière est disponible.

3.11.5.5.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que l'information DME soit rayonnée sur 360° en azimut si cela est nécessaire du point de vue opérationnel.*

Note.— L'implantation de l'équipement sol du DME est fonction de la longueur de la piste, du profil de la piste et des caractéristiques du terrain. Le supplément C, § 7.1.6, et le supplément G, section 5, traitent de l'implantation de l'équipement sol DME.

3.11.6 Caractéristiques de l'équipement embarqué

3.11.6.1 *Fonctions d'angle et de données*

3.11.6.1.1 *Précision*

3.11.6.1.1.1 Lorsque les densités de puissance MDPD et du signal de faisceau battant seront égales au minimum spécifié au § 3.11.4.10.1, l'équipement embarqué sera en mesure de capter le signal, et le CMN de tout signal d'angle décodé ne dépassera pas 0,1°, mais le CMN de la fonction de guidage en azimut arrière ne dépassera pas 0,2°.

Note 1.— Il est entendu que les mots de données de base et de données auxiliaires contenant des données essentielles pour l'exploitation envisagée seront décodés dans un délai et avec une intégrité appropriés à l'application prévue.

Note 2.— Le supplément G, § 7.3, contient des renseignements sur l'acquisition et la validation du signal de guidage et sur les fonctions de données.

3.11.6.1.1.2 Lorsque la densité de puissance du signal rayonné sera assez élevée pour que la part du bruit de récepteur embarqué soit négligeable, l'équipement embarqué n'augmentera pas de plus de ±0,017° pour la PFE, et de ±0,015° en azimut et ±0,01° en site pour le CMN, l'imprécision de mesure d'un signal quelconque de guidage en angle.

3.11.6.1.1.3 Afin qu'un guidage précis soit assuré jusqu'à 2,5 m (8 ft) au-dessus de la surface de la piste, le CMN produit par l'équipement embarqué sera inférieur à 0,04° pour les densités de puissance stipulées au § 3.11.4.10.2, alinéa b).

3.11.6.1.2 *Gamme dynamique*

3.11.6.1.2.1 L'équipement embarqué sera capable de capter le signal, et les spécifications de performances du § 3.11.6.1.1.2 seront respectées lorsque la densité de puissance de l'un quelconque des signaux rayonnés sera supérieure au minimum spécifié au § 3.11.4.10.1 et inférieure ou égale à –14,5 dBW/m^2.

3.11.6.1.2.2 Les performances du récepteur ne se dégraderont pas au-delà des limites spécifiées lorsque la différence entre les densités de puissance de signal des diverses fonctions atteindra les valeurs extrêmes spécifiées au § 3.11.6.1.2.1.

3.11.6.1.3 *Caractéristiques du filtre de sortie de données d'angle du récepteur*

3.11.6.1.3.1 Pour des signaux d'entrée sinusoïdaux, les filtres de sortie du récepteur n'induiront pas de variation d'amplitude ou de retard de phase dans les mesures d'angle qui dépassent de plus de 20 % la valeur obtenue à l'aide d'un filtre passe-bas à un pôle ayant une pulsation de coupure de 10 rad/s.

Note.— Il peut être avantageux d'effectuer un filtrage supplémentaire approprié des sorties de récepteur qui ne sont destinées qu'à alimenter des dispositifs de visualisation. Le supplément G, § 7.4.2 contient des renseignements supplémentaires sur le filtrage des données de sortie.

3.11.6.1.4 *Réponse parasite sur canal adjacent.* Les spécifications du § 3.11.6 relatives aux performances du récepteur seront respectées lorsque le rapport entre les signaux utiles poursuivis et le bruit produit par les signaux sur canal adjacent dans une bande de 150 kHz centrée sur la fréquence utile est égal ou supérieur aux valeurs du rapport signal/bruit (SNR) :

a) indiquées dans le tableau X1 quand la densité de puissance reçue de la station sol appropriée est égale ou supérieure aux valeurs du tableau Y, ou

b) indiquées dans le tableau X2 quand la densité de puissance reçue de la station sol appropriée se trouve entre les valeurs minimales de la densité de puissance indiquées au § 3.11.4.10.1 et celles du tableau Y.

Tableau Y

Fonction	*Largeur de faisceau (Note 2)*		
	1°	*2°*	*3°*
Guidage en azimut d'approche	–69,8 dBW/m^2	–63,8 dBW/m^2	–60,2 dBW/m^2
Guidage en azimut d'approche à cadence élevée	–74,6 dBW/m^2	–69,5 dBW/m^2	–65 dBW/m^2
Guidage en site d'approche	–71 dBW/m^2	–65 dBW/m^2	S/O
Azimut arrière	S/O (Note 4)	S/O (Note 4)	S/O (Note 4)

Tableau X1

Fonction	*Données*	*SNR (Note 1)* *Largeur de faisceau (Note 2)* *1°*	*2°*	*3°*
Guidage en azimut d'approche	5 dB	24,7 dB	30,7 dB	34,3 dB
Guidage en azimut d'approche à cadence élevée	5 dB	19,9 dB	26 dB	29,5 dB
Guidage en site d'approche	5 dB	23,5 dB	29,5 dB	S/O
Azimut arrière (Note 4)	5 dB	5,2 dB	11,2 dB	14,8 dB

Tableau X2

Fonction	*Données*	*SNR (Note 1)* *Largeur de faisceau (Note 2)* *1°*	*2°*	*3°*
Guidage en azimut d'approche	5 dB	8,2 dB	14,3 dB	17,8 dB
Guidage en azimut d'approche à cadence élevée	5 dB	3,5 dB	9,5 dB	13 dB
Guidage en site d'approche	5 dB	3,5 dB	9,5 dB	S/O
Azimut arrière (Note 4)	5 dB	5,2 dB	11,2 dB	14,8 dB

Note 1.— Lorsque la densité de puissance du signal désiré rayonné est suffisamment élevée pour que la part du bruit du récepteur embarqué soit négligeable, la part du CMN embarqué pour le guidage en site d'approche et en azimut d'approche (mais non pour le guidage en azimut arrière) doit, comme le prescrit le § 3.11.6.1.1, être réduite par comparaison à la part du CMN lorsque la densité de puissance du signal désiré rayonné est à la valeur minimale indiquée au § 3.11.4.10.1 ; les valeurs minimales du SNR sont alors plus élevées.

Note 2.— La relation est linéaire entre les points adjacents désignés par les largeurs de faisceau.

Note 3.— Ces valeurs SNR doivent être protégées par l'application des critères d'espacement des fréquences comme l'explique le supplément G, § 9.3.

Note 4.— Étant donné que la précision du guidage en azimut arrière ne change pas quand le bruit du récepteur embarqué peut être considéré comme négligeable, les mêmes valeurs SNR sont appliquées pour l'azimut arrière.

Tableau A. Répartition et appariement des canaux pour les combinaisons DME/angle MLS, DME/VOR et DME/ILS/MLS

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME Nº	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS Nº	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
*1X	–	–	–	1 025	12	–	–	962	12
**1Y	–	–	–	1 025	36	–	–	1 088	30
*2X	–	–	–	1 026	12	–	–	963	12
**2Y	–	–	–	1 026	36	–	–	1 089	30
*3X	–	–	–	1 027	12	–	–	964	12
**3Y	–	–	–	1 027	36	–	–	1 090	30
*4X	–	–	–	1 028	12	–	–	965	12
**4Y	–	–	–	1 028	36	–	–	1 091	30
*5X	–	–	–	1 029	12	–	–	966	12
**5Y	–	–	–	1 029	36	–	–	1 092	30
*6X	–	–	–	1 030	12	–	–	967	12
**6Y	–	–	–	1 030	36	–	–	1 093	30
*7X	–	–	–	1 031	12	–	–	968	12
**7Y	–	–	–	1 031	36	–	–	1 094	30
*8X	–	–	–	1 032	12	–	–	969	12
**8Y	–	–	–	1 032	36	–	–	1 095	30
*9X	–	–	–	1 033	12	–	–	970	12
**9Y	–	–	–	1 033	36	–	–	1 096	30
*10X	–	–	–	1 034	12	–	–	971	12
**10Y	–	–	–	1 034	36	–	–	1 097	30
*11X	–	–	–	1 035	12	–	–	972	12
**11Y	–	–	–	1 035	36	–	–	1 098	30
*12X	–	–	–	1 036	12	–	–	973	12
**12Y	–	–	–	1 036	36	–	–	1 099	30
*13X	–	–	–	1 037	12	–	–	974	12
**13Y	–	–	–	1 037	36	–	–	1 100	30
*14X	–	–	–	1 038	12	–	–	975	12
**14Y	–	–	–	1 038	36	–	–	1 101	30
*15X	–	–	–	1 039	12	–	–	976	12
**15Y	–	–	–	1 039	36	–	–	1 102	30
*16X	–	–	–	1 040	12	–	–	977	12
**16Y	–	–	–	1 040	36	–	–	1 103	30

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
∇17X	108,00	–	–	1 041	12	–	–	978	12
17Y	108,05	5 043,0	540	1 041	36	36	42	1 104	30
17Z	–	5 043,3	541	1 041	–	21	27	1 104	15
18X	108,10	5 031,0	500	1 042	12	12	18	979	12
18W	–	5 031,3	501	1 042	–	24	30	979	24
18Y	108,15	5 043,6	542	1 042	36	36	42	1 105	30
18Z	–	5 043,9	543	1 042	–	21	27	1 105	15
19X	108,20	–	–	1 043	12	–	–	980	12
19Y	108,25	5 044,2	544	1 043	36	36	42	1 106	30
19Z	–	5 044,5	545	1 043	–	21	27	1 106	15
20X	108,30	5 031,6	502	1 044	12	12	18	981	12
20W	–	5 031,9	503	1 044	–	24	30	981	24
20Y	108,35	5 044,8	546	1 044	36	36	42	1 107	30
20Z	–	5 045,1	547	1 044	–	21	27	1 107	15
21X	108,40	–	–	1 045	12	–	–	982	12
21Y	108,45	5 045,4	548	1 045	36	36	42	1 108	30
21Z	–	5 045,7	549	1 045	–	21	27	1 108	15
22X	108,50	5 032,2	504	1 046	12	12	18	983	12
22W	–	5 032,5	505	1 046	–	24	30	983	24
22Y	108,55	5 046,0	550	1 046	36	36	42	1 109	30
22Z	–	5 046,3	551	1 046	–	21	27	1 109	15
23X	108,60	–	–	1 047	12	–	–	984	12
23Y	108,65	5 046,6	552	1 047	36	36	42	1 110	30
23Z	–	5 046,9	553	1 047	–	21	27	1 110	15
24X	108,70	5 032,8	506	1 048	12	12	18	985	12
24W	–	5 033,1	507	1 048	–	24	30	985	24
24Y	108,75	5 047,2	554	1 048	36	36	42	1 111	30
24Z	–	5 047,5	555	1 048	–	21	27	1 111	15
25X	108,80	–	–	1 049	12	–	–	986	12
25Y	108,85	5 047,8	556	1 049	36	36	42	1 112	30
25Z	–	5 048,1	557	1 049	–	21	27	1 112	15
26X	108,90	5 033,4	508	1 050	12	12	18	987	12
26W	–	5 033,7	509	1 050	–	24	30	987	24
26Y	108,95	5 048,4	558	1 050	36	36	42	1 113	30
26Z	–	5 048,7	559	1 050	–	21	27	1 113	15
27X	109,00	–	–	1 051	12	–	–	988	12
27Y	109,05	5 049,0	560	1 051	36	36	42	1 114	30
27Z	–	5 049,3	561	1 051	–	21	27	1 114	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
28X	109,10	5 034,0	510	1 052	12	12	18	989	12
28W	–	5 034,3	511	1 052	–	24	30	989	24
28Y	109,15	5 049,6	562	1 052	36	36	42	1 115	30
28Z	–	5 049,9	563	1 052	–	21	27	1 115	15
29X	109,20	–	–	1 053	12	–	–	990	12
29Y	109,25	5 050,2	564	1 053	36	36	42	1 116	30
29Z	–	5 050,5	565	1 053	–	21	27	1 116	15
30X	109,30	5 034,6	512	1 054	12	12	18	991	12
30W	–	5 034,9	513	1 054	–	24	30	991	24
30Y	109,35	5 050,8	566	1 054	36	36	42	1 117	30
30Z	–	5 051,1	567	1 054	–	21	27	1 117	15
31X	109,40	–	–	1 055	12	–	–	992	12
31Y	109,45	5 051,4	568	1 055	36	36	42	1 118	30
31Z	–	5 051,7	569	1 055	–	21	27	1 118	15
32X	109,50	5 035,2	514	1 056	12	12	18	993	12
32W	–	5 035,5	515	1 056	–	24	30	993	24
32Y	109,55	5 052,0	570	1 056	36	36	42	1 119	30
32Z	–	5 052,3	571	1 056	–	21	27	1 119	15
33X	109,60	–	–	1 057	12	–	–	994	12
33Y	109,65	5 052,6	572	1 057	36	36	42	1 120	30
33Z	–	5 052,9	573	1 057	–	21	27	1 120	15
34X	109,70	5 035,8	516	1 058	12	12	18	995	12
34W	–	5 036,1	517	1 058	–	24	30	995	24
34Y	109,75	5 053,2	574	1 058	36	36	42	1 121	30
34Z	–	5 053,5	575	1 058	–	21	27	1 121	15
35X	109,80	–	–	1 059	12	–	–	996	12
35Y	109,85	5 053,8	576	1 059	36	36	42	1 122	30
35Z	–	5 054,1	577	1 059	–	21	27	1 122	15
36X	109,90	5 036,4	518	1 060	12	12	18	997	12
36W	–	5 036,7	519	1 060	–	24	30	997	24
36Y	109,95	5 054,4	578	1 060	36	36	42	1 123	30
36Z	–	5 054,7	579	1 060	–	21	27	1 123	15
37X	110,00	–	–	1 061	12	–	–	998	12
37Y	110,05	5 055,0	580	1 061	36	36	42	1 124	30
37Z	–	5 055,3	581	1 061	–	21	27	1 124	15
38X	110,10	5 037,0	520	1 062	12	12	18	999	12
38W	–	5 037,3	521	1 062	–	24	30	999	24
38Y	110,15	5 055,6	582	1 062	36	36	42	1 125	30
38Z	–	5 055,9	583	1 062	–	21	27	1 125	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
39X	110,20	–	–	1 063	12	–	–	1 000	12
39Y	110,25	5 056,2	584	1 063	36	36	42	1 126	30
39Z	–	5 056,5	585	1 063	–	21	27	1 126	15
40X	110,30	5 037,6	522	1 064	12	12	18	1 001	12
40W	–	5 037,9	523	1 064	–	24	30	1 001	24
40Y	110,35	5 056,8	586	1 064	36	36	42	1 127	30
40Z	–	5 057,1	587	1 064	–	21	27	1 127	15
41X	110,40	–	–	1 065	12	–	–	1 002	12
41Y	110,45	5 057,4	588	1 065	36	36	42	1 128	30
41Z	–	5 057,7	589	1 065	–	21	27	1 128	15
42X	110,50	5 038,2	524	1 066	12	12	18	1 003	12
42W	–	5 038,5	525	1 066	–	24	30	1 003	24
42Y	110,55	5 058,0	590	1 066	36	36	42	1 129	30
42Z	–	5 058,3	591	1 066	–	21	27	1 129	15
43X	110,60	–	–	1 067	12	–	–	1 004	12
43Y	110,65	5 058,6	592	1 067	36	36	42	1 130	30
43Z	–	5 058,9	593	1 067	–	21	27	1 130	15
44X	110,70	5 038,8	526	1 068	12	12	18	1 005	12
44W	–	5 039,1	527	1 068	–	24	30	1 005	24
44Y	110,75	5 059,2	594	1 068	36	36	42	1 131	30
44Z	–	5 059,5	595	1 068	–	21	27	1 131	15
45X	110,80	–	–	1 069	12	–	–	1 006	12
45Y	110,85	5 059,8	596	1 069	36	36	42	1 132	30
45Z	–	5 060,1	597	1 069	–	21	27	1 132	15
46X	110,90	5 039,4	528	1 070	12	12	18	1 007	12
46W	–	5 039,7	529	1 070	–	24	30	1 007	24
46Y	110,95	5 060,4	598	1 070	36	36	42	1 133	30
46Z	–	5 060,7	599	1 070	–	21	27	1 133	15
47X	111,00	–	–	1 071	12	–	–	1 008	12
47Y	111,05	5 061,0	600	1 071	36	36	42	1 134	30
47Z	–	5 061,3	601	1 071	–	21	27	1 134	15
48X	111,10	5 040,0	530	1 072	12	12	18	1 009	12
48W	–	5 040,3	531	1 072	–	24	30	1 009	24
48Y	111,15	5 061,6	602	1 072	36	36	42	1 135	30
48Z	–	5 061,9	603	1 072	–	21	27	1 135	15
49X	111,20	–	–	1 073	12	–	–	1 010	12
49Y	111,25	5 062,2	604	1 073	36	36	42	1 136	30
49Z	–	5 062,5	605	1 073	–	21	27	1 136	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
50X	111,30	5 040,6	532	1 074	12	12	18	1 011	12
50W	–	5 040,9	533	1 074	–	24	30	1 011	24
50Y	111,35	5 062,8	606	1 074	36	36	42	1 137	30
50Z	–	5 063,1	607	1 074	–	21	27	1 137	15
51X	111,40	–	–	1 075	12	–	–	1 012	12
51Y	111,45	5 063,4	608	1 075	36	36	42	1 138	30
51Z	–	5 063,7	609	1 075	–	21	27	1 138	15
52X	111,50	5 041,2	534	1 076	12	12	18	1 013	12
52W	–	5 041,5	535	1 076	–	24	30	1 013	24
52Y	111,55	5 064,0	610	1 076	36	36	42	1 139	30
52Z	–	5 064,3	611	1 076	–	21	27	1 139	15
53X	111,60	–	–	1 077	12	–	–	1 014	12
53Y	111,65	5 064,6	612	1 077	36	36	42	1 140	30
53Z	–	5 064,9	613	1 077	–	21	27	1 140	15
54X	111,70	5 041,8	536	1 078	12	12	18	1 015	12
54W	–	5 042,1	537	1 078	–	24	30	1 015	24
54Y	111,75	5 065,2	614	1 078	36	36	42	1 141	30
54Z	–	5 065,5	615	1 078	–	21	27	1 141	15
55X	111,80	–	–	1 079	12	–	–	1 016	12
55Y	111,85	5 065,8	616	1 079	36	36	42	1 142	30
55Z	–	5 066,1	617	1 079	–	21	27	1 142	15
56X	111,90	5 042,4	538	1 080	12	12	18	1 017	12
56W	–	5 042,7	539	1 080	–	24	30	1 017	24
56Y	111,95	5 066,4	618	1 080	36	36	42	1 143	30
56Z	–	5 066,7	619	1 080	–	21	27	1 143	15
57X	112,00	–	–	1 081	12	–	–	1 018	12
57Y	112,05	–	–	1 081	36	–	–	1 144	30
58X	112,10	–	–	1 082	12	–	–	1 019	12
58Y	112,15	–	–	1 082	36	–	–	1 145	30
59X	112,20	–	–	1 083	12	–	–	1 020	12
59Y	112,25	–	–	1 083	36	–	–	1 146	30
**60X	–	–	–	1 084	12	–	–	1 021	12
**60Y	–	–	–	1 084	36	–	–	1 147	30
**61X	–	–	–	1 085	12	–	–	1 022	12
**61Y	–	–	–	1 085	36	–	–	1 148	30
**62X	–	–	–	1 086	12	–	–	1 023	12
**62Y	–	–	–	1 086	36	–	–	1 149	30
**63X	–	–	–	1 087	12	–	–	1 024	12
**63Y	–	–	–	1 087	36	–	–	1 150	30

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
**64X	–	–	–	1 088	12	–	–	1 151	12
**64Y	–	–	–	1 088	36	–	–	1 025	30
**65X	–	–	–	1 089	12	–	–	1 152	12
**65Y	–	–	–	1 089	36	–	–	1 026	30
**66X	–	–	–	1 090	12	–	–	1 153	12
**66Y	–	–	–	1 090	36	–	–	1 027	30
**67X	–	–	–	1 091	12	–	–	1 154	12
**67Y	–	–	–	1 091	36	–	–	1 028	30
**68X	–	–	–	1 092	12	–	–	1 155	12
**68Y	–	–	–	1 092	36	–	–	1 029	30
**69X	–	–	–	1 093	12	–	–	1 156	12
**69Y	–	–	–	1 093	36	–	–	1 030	30
70X	112,30	–	–	1 094	12	–	–	1 157	12
**70Y	112,35	–	–	1 094	36	–	–	1 031	30
71X	112,40	–	–	1 095	12	–	–	1 158	12
**71Y	112,45	–	–	1 095	36	–	–	1 032	30
72X	112,50	–	–	1 096	12	–	–	1 159	12
**72Y	112,55	–	–	1 096	36	–	–	1 033	30
73X	112,60	–	–	1 097	12	–	–	1 160	12
**73Y	112,65	–	–	1 097	36	–	–	1 034	30
74X	112,70	–	–	1 098	12	–	–	1 161	12
**74Y	112,75	–	–	1 098	36	–	–	1 035	30
75X	112,80	–	–	1 099	12	–	–	1 162	12
**75Y	112,85	–	–	1 099	36	–	–	1 036	30
76X	112,90	–	–	1 100	12	–	–	1 163	12
**76Y	112,95	–	–	1 100	36	–	–	1 037	30
77X	113,00	–	–	1 101	12	–	–	1 164	12
**77Y	113,05	–	–	1 101	36	–	–	1 038	30
78X	113,10	–	–	1 102	12	–	–	1 165	12
**78Y	113,15	–	–	1 102	36	–	–	1 039	30
79X	113,20	–	–	1 103	12	–	–	1 166	12
**79Y	113,25	–	–	1 103	36	–	–	1 040	30
80X	113,30	–	–	1 104	12	–	–	1 167	12
80Y	113,35	5 067,0	620	1 104	36	36	42	1 041	30
80Z	–	5 067,3	621	1 104	–	21	27	1 041	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
81X	113,40	–	–	1 105	12	–	–	1 168	12
81Y	113,45	5 067,6	622	1 105	36	36	42	1 042	30
81Z	–	5 067,9	623	1 105	–	21	27	1 042	15
82X	113,50	–	–	1 106	12	–	–	1 169	12
82Y	113,55	5 068,2	624	1 106	36	36	42	1 043	30
82Z	–	5 068,5	625	1 106	–	21	27	1 043	15
83X	113,60	–	–	1 107	12	–	–	1 170	12
83Y	113,65	5 068,8	626	1 107	36	36	42	1 044	30
83Z	–	5 069,1	627	1 107	–	21	27	1 044	15
84X	113,70	–	–	1 108	12	–	–	1 171	12
84Y	113,75	5 069,4	628	1 108	36	36	42	1 045	30
84Z	–	5 069,7	629	1 108	–	21	27	1 045	15
85X	113,80	–	–	1 109	12	–	–	1 172	12
85Y	113,85	5 070,0	630	1 109	36	36	42	1 046	30
85Z	–	5 070,3	631	1 109	–	21	27	1 046	15
86X	113,90	–	–	1 110	12	–	–	1 173	12
86Y	113,95	5 070,6	632	1 110	36	36	42	1 047	30
86Z	–	5 070,9	633	1 110	–	21	27	1 047	15
87X	114,00	–	–	1 111	12	–	–	1 174	12
87Y	114,05	5 071,2	634	1 111	36	36	42	1 048	30
87Z	–	5 071,5	635	1 111	–	21	27	1 048	15
88X	114,10	–	–	1 112	12	–	–	1 175	12
88Y	114,15	5 071,8	636	1 112	36	36	42	1 049	30
88Z	–	5 072,1	637	1 112	–	21	27	1 049	15
89X	114,20	–	–	1 113	12	–	–	1 176	12
89Y	114,25	5 072,4	638	1 113	36	36	42	1 050	30
89Z	–	5 072,7	639	1 113	–	21	27	1 050	15
90X	114,30	–	–	1 114	12	–	–	1 177	12
90Y	114,35	5 073,0	640	1 114	36	36	42	1 051	30
90Z	–	5 073,3	641	1 114	–	21	27	1 051	15
91X	114,40	–	–	1 115	12	–	–	1 178	12
91Y	114,45	5 073,6	642	1 115	36	36	42	1 052	30
91Z	–	5 073,9	643	1 115	–	21	27	1 052	15
92X	114,50	–	–	1 116	12	–	–	1 179	12
92Y	114,55	5 074,2	644	1 116	36	36	42	1 053	30
92Z	–	5 074,5	645	1 116	–	21	27	1 053	15
93X	114,60	–	–	1 117	12	–	–	1 180	12
93Y	114,65	5 074,8	646	1 117	36	36	42	1 054	30
93Z	–	5 075,1	647	1 117	–	21	27	1 054	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
94X	114,70	–	–	1 118	12	–	–	1 181	12
94Y	114,75	5 075,4	648	1 118	36	36	42	1 055	30
94Z	–	5 075,7	649	1 118	–	21	27	1 055	15
95X	114,80	–	–	1 119	12	–	–	1 182	12
95Y	114,85	5 076,0	650	1 119	36	36	42	1 056	30
95Z	–	5 076,3	651	1 119	–	21	27	1 056	15
96X	114,90	–	–	1 120	12	–	–	1 183	12
96Y	114,95	5 076,6	652	1 120	36	36	42	1 057	30
96Z	–	5 076,9	653	1 120	–	21	27	1 057	15
97X	115,00	–	–	1 121	12	–	–	1 184	12
97Y	115,05	5 077,2	654	1 121	36	36	42	1 058	30
97Z	–	5 077,5	655	1 121	–	21	27	1 058	15
98X	115,10	–	–	1 122	12	–	–	1 185	12
98Y	115,15	5 077,8	656	1 122	36	36	42	1 059	30
98Z	–	5 078,1	657	1 122	–	21	27	1 059	15
99X	115,20	–	–	1 123	12	–	–	1 186	12
99Y	115,25	5 078,4	658	1 123	36	36	42	1 060	30
99Z	–	5 078,7	659	1 123	–	21	27	1 060	15
100X	115,30	–	–	1 124	12	–	–	1 187	12
100Y	115,35	5 079,0	660	1 124	36	36	42	1 061	30
100Z	–	5 079,3	661	1 124	–	21	27	1 061	15
101X	115,40	–	–	1 125	12	–	–	1 188	12
101Y	115,45	5 079,6	662	1 125	36	36	42	1 062	30
101Z	–	5 079,9	663	1 125	–	21	27	1 062	15
102X	115,50	–	–	1 126	12	–	–	1 189	12
102Y	115,55	5 080,2	664	1 126	36	36	42	1 063	30
102Z	–	5 080,5	665	1 126	–	21	27	1 063	15
103X	115,60	–	–	1 127	12	–	–	1 190	12
103Y	115,65	5 080,8	666	1 127	36	36	42	1 064	30
103Z	–	5 081,1	667	1 127	–	21	27	1 064	15
104X	115,70	–	–	1 128	12	–	–	1 191	12
104Y	115,75	5 081,4	668	1 128	36	36	42	1 065	30
104Z	–	5 081,7	669	1 128	–	21	27	1 065	15
105X	115,80	–	–	1 129	12	–	–	1 192	12
105Y	115,85	5 082,0	670	1 129	36	36	42	1 066	30
105Z	–	5 082,3	671	1 129	–	21	27	1 066	15
106X	115,90	–	–	1 130	12	–	–	1 193	12
106Y	115,95	5 082,6	672	1 130	36	36	42	1 067	30
106Z	–	5 082,9	673	1 130	–	21	27	1 067	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
107X	116,00	–	–	1 131	12	–	–	1 194	12
107Y	116,05	5 083,2	674	1 131	36	36	42	1 068	30
107Z	–	5 083,5	675	1 131	–	21	27	1 068	15
108X	116,10	–	–	1 132	12	–	–	1 195	12
108Y	116,15	5 083,8	676	1 132	36	36	42	1 069	30
108Z	–	5 084,1	677	1 132	–	21	27	1 069	15
109X	116,20	–	–	1 133	12	–	–	1 196	12
109Y	116,25	5 084,4	678	1 133	36	36	42	1 070	30
109Z	–	5 084,7	679	1 133	–	21	27	1 070	15
110X	116,30	–	–	1 134	12	–	–	1 197	12
110Y	116,35	5 085,0	680	1 134	36	36	42	1 071	30
110Z	–	5 085,3	681	1 134	–	21	27	1 071	15
111X	116,40	–	–	1 135	12	–	–	1 198	12
111Y	116,45	5 085,6	682	1 135	36	36	42	1 072	30
111Z	–	5 085,9	683	1 135	–	21	27	1 072	15
112X	116,50	–	–	1 136	12	–	–	1 199	12
112Y	116,55	5 086,2	684	1 136	36	36	42	1 073	30
112Z	–	5 086,5	685	1 136	–	21	27	1 073	15
113X	116,60	–	–	1 137	12	–	–	1 200	12
113Y	116,65	5 086,8	686	1 137	36	36	42	1 074	30
113Z	–	5 087,1	687	1 137	–	21	27	1 074	15
114X	116,70	–	–	1 138	12	–	–	1 201	12
114Y	116,75	5 087,4	688	1 138	36	36	42	1 075	30
114Z	–	5 087,7	689	1 138	–	21	27	1 075	15
115X	116,80	–	–	1 139	12	–	–	1 202	12
115Y	116,85	5 088,0	690	1 139	36	36	42	1 076	30
115Z	–	5 088,3	691	1 139	–	21	27	1 076	15
116X	116,90	–	–	1 140	12	–	–	1 203	12
116Y	116,95	5 088,6	692	1 140	36	36	42	1 077	30
116Z	–	5 088,9	693	1 140	–	21	27	1 077	15
117X	117,00	–	–	1 141	12	–	–	1 204	12
117Y	117,05	5 089,2	694	1 141	36	36	42	1 078	30
117Z	–	5 089,5	695	1 141	–	21	27	1 078	15
118X	117,10	–	–	1 142	12	–	–	1 205	12
118Y	117,15	5 089,8	696	1 142	36	36	42	1 079	30
118Z	–	5 090,1	697	1 142	–	21	27	1 079	15
119X	117,20	–	–	1 143	12	–	–	1 206	12
119Y	117,25	5 090,4	698	1 143	36	36	42	1 080	30
119Z	–	5 090,7	699	1 143	–	21	27	1 080	15

Appariement des canaux				Paramètres DME					
				Interrogation				Réponse	
					Codes de modulation d'impulsions				
						DME/P – Mode			
DME N°	Fréquence VHF MHz	Fréquence d'angle MLS MHz	MLS N°	Fréquence MHz	DME/N µs	Approche initiale µs	Approche finale µs	Fréquence MHz	Code de modulation d'impulsions µs
120X	117,30	–	–	1 144	12	–	–	1 207	12
120Y	117,35	–	–	1 144	36	–	–	1 081	30
121X	117,40	–	–	1 145	12	–	–	1 208	12
121Y	117,45	–	–	1 145	36	–	–	1 082	30
122X	117,50	–	–	1 146	12	–	–	1 209	12
122Y	117,55	–	–	1 146	36	–	–	1 083	30
123X	117,60	–	–	1 147	12	–	–	1 210	12
123Y	117,65	–	–	1 147	36	–	–	1 084	30
124X	117,70	–	–	1 148	12	–	–	1 211	12
**124Y	117,75	–	–	1 148	36	–	–	1 085	30
125X	117,80	–	–	1 149	12	–	–	1 212	12
**125Y	117,85	–	–	1 149	36	–	–	1 086	30
126X	117,90	–	–	1 150	12	–	–	1 213	12
**126Y	117,95	–	–	1 150	36	–	–	1 087	30

* Ces canaux sont réservés aux assignations à l'échelon national.

** Ces canaux peuvent être assignés à l'échelon national à titre secondaire. Ils sont réservés principalement en vue de la protection du radar secondaire de surveillance (SSR).

∇ La fréquence de 108,0 MHz n'est pas destinée à l'ILS. Le canal d'interrogation-réponse DME associé n° 17X peut être assigné pour servir en cas d'urgence. Cependant, la fréquence de réponse du canal n° 17X (978 MHz) est employée aussi par l'émetteur-récepteur universel (UAT). Les normes et pratiques recommandées sur l'UAT figurent à l'Annexe 10, volume III, partie 1, chapitre 12.

Tableau B. Erreurs DME/P admissibles

Emplacement	Norme	Mode	PFE	CMN
De 37 km (20 NM) à 9,3 km (5 NM) du point de repère d'approche MLS	1 et 2	IA	décroissant linéairement de ±250 m (±820 ft) à ±85 m (±279 ft)	décroissant linéairement de ±68 m (±223 ft) à ±34 m (±111 ft)
À 9,3 km (5 NM) du point de repère d'approche MLS	1	FA	décroissant linéairement de ±85 m (±279 ft) à ±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)
	2	FA	décroissant linéairement de ±85 m (±279 ft) à ±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
	Voir Note	IA	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)
Au point de repère d'approche MLS et dans toute la couverture de piste	1	FA	±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)
	2	FA	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Dans tout le volume de couverture de l'azimut arrière	1 et 2	FA	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)
	Voir Note	IA	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)

Note.— De 9,3 km (5 NM) au point de repère d'approche MLS et dans toute la zone de couverture de l'azimut arrière il est permis d'avoir recours au mode IA lorsque le mode FA est hors service.

APPENDICE A. CARACTÉRISTIQUES DU SYSTÈME D'ATTERRISSAGE HYPERFRÉQUENCES (MLS)

Tableau A-1. Séquencement du préambule*
(voir § 3.11.4.3.4)

	Début de créneau	
Événement	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Acquisition de la porteuse (Émission en onde entretenue)	0	0
Code de temps de référence du récepteur		
$I_1 = 1$	13	0,832
$I_2 = 1$	14	0,896
$I_3 = 1$	15	0,960
$I_4 = 0$	16	1,024
$I_5 = 1$	17	1,088**
Identification de fonction		
I_6	18	1,152
I_7	19	1,216
I_8	20	1,280
I_9 (voir § 3.11.4.4.3.3)	21	1,344
I_{10}	22	1,408
I_{11}	23	1,472
I_{12}	24	1,536
Fin de préambule	25	1,600

* S'applique à toutes les fonctions émises.
** Temps de référence pour la synchronisation du récepteur et pour le séquencement de toutes les fonctions.

Tableau A-2. Séquencement de fonction d'azimut d'approche
(voir § 3.11.4.3.4)

Événement	Début de créneau	
	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Préambule	0	0
Code morse (voir § 3.11.4.6.2.1.2)	25	1,600
Sélection d'antenne	26	1,664
OCI « arrière »	32	2,048
OCI « gauche »	34	2,176
OCI « droite »	36	2,304
Essai « aller »	38	2,432
Balayage « aller »*	40	2,560
Pause		8,760
Point médian de balayage		9,060
Balayage « retour »*		9,360
Essai « retour »		15,560
Fin de fonction (bord)		15,688
Fin de temps mort ; fin de fonction (sol)		15,900

* Le début effectif et la fin effective des émissions de balayage ALLER et de balayage RETOUR dépendent du secteur de guidage proportionnel assuré. Les créneaux indiqués conviennent à un balayage maximal de ±62,0 degrés. Le séquencement du balayage sera compatible avec les spécifications en matière de précision.

Ndt : OCI = indication hors limites

Tableau A-3. Séquencement de fonction d'azimut d'approche à cadence élevée et de fonction d'azimut arrière
(voir § 3.11.4.3.4)

Événement	Début de créneau	
	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Préambule	0	0
Code morse (voir § 3.11.4.6.2.1.2)	25	1,600
Sélection d'antenne	26	1,664
OCI « arrière »	32	2,048
OCI « gauche »	34	2,176
OCI « droite »	36	2,304
Essai « aller »	38	2,432
Balayage « aller »*	40	2,560
Pause		6,760
Point médian de balayage		7,060
Balayage « retour »*		7,360
Impulsion d'essai « retour »		11,560
Fin de fonction (bord)		11,688
Fin de temps mort ; fin de fonction (sol)		11,900

* Le début effectif et la fin effective des émissions de balayage ALLER et de balayage RETOUR dépendent du secteur de guidage proportionnel assuré. Les créneaux indiqués conviennent à un balayage maximal de ±42,0 degrés. Le séquencement du balayage sera compatible avec les spécifications en matière de précision.

Ndt : OCI = indication hors limites

Tableau A-4. Séquencement de fonction de site d'approche
(voir § 3.11.4.3.4)

	Début de créneau	
Événement	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Préambule	0	0
Pause de processeur	25	1,600
OCI	27	1,728
Balayage « aller »*	29	1,856
Pause		3,406
Point médian de balayage		3,606
Balayage « retour »*		3,806
Fin de fonction (bord)		5,356
Fin de temps mort ; fin de fonction (sol)		5,600

* Le début effectif et la fin effective des émissions de balayage ALLER et de balayage RETOUR dépendent du secteur de guidage proportionnel assuré. Les créneaux indiqués conviennent à un balayage maximal de –1,5 degré à +29,5 degrés. Le séquencement du balayage sera compatible avec les spécifications en matière de précision.

Ndt : OCI = indication hors limites

Tableau A-5. Séquencement de fonction d'arrondi
(voir § 3.11.4.3.4)

	Début de créneau	
Événement	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Préambule	0	0
Pause de processeur	25	1,600
Balayage « aller »*	29	1,856
Pause		3,056
Point médian de balayage		3,456
Balayage « retour »*		3,856
Fin de fonction (bord)		5,056
Fin de temps mort ; fin de fonction (sol)		5,300

* Le début effectif et la fin effective des émissions de balayage ALLER et de balayage RETOUR dépendent du secteur de guidage proportionnel assuré. Les créneaux indiqués conviennent à un balayage maximal de –2,0 degrés à +10,0 degrés. Le séquencement du balayage sera compatible avec les spécifications en matière de précision.

Ndt : OCI = indication hors limites

Tableau A-6. Séquencement de fonction de données de base
(voir § 3.11.4.3.4)

Événement	Début de créneau	
	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Préambule	0	0
Émission de données (Bits I_{13} – I_{30})	25	1,600
Émission de parité (Bits I_{31} – I_{32})	43	2,752
Fin de fonction (bord)	45	2,880
Fin de temps mort ; fin de fonction (sol)		3,100

Tableau A-7. Données de base
(voir § 3.11.4.8.2.1)

Mot	Données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits n^os^
1	PRÉAMBULE	1,0	12	(voir Note 10)		I_1 – I_{12}
	Distance antenne d'azimut d'approche – seuil		6	de 0 m à 6 300 m	100 m	I_{13} – I_{18}
	Limite négative de secteur de guidage proportionnel en azimut d'approche		5	de 0° à 60° (voir Note 11)	2°	I_{19} – I_{23}
	Limite positive de secteur de guidage proportionnel en azimut d'approche		5	de 0° à 60° (voir Note 11)	2°	I_{24} – I_{28}
	Type de signal de guidage complémentaire		1	(voir Note 9)		I_{29}
	RÉSERVE		1	(voir Note 12)		I_{30}
	PARITÉ		2	(voir Note 1)		I_{31} – I_{32}
2	PRÉAMBULE	0,16	12	(voir Note 10)		I_1 – I_{12}
	Alignement de descente minimal		7	de 2° à 14,7°	0,1°	I_{13} – I_{19}
	État de l'azimut arrière		1	(voir Note 2)		I_{20}
	État du DME		2	(voir Note 7)		I_{21} – I_{22}
	État de l'azimut d'approche		1	(voir Note 2)		I_{23}
	État du site d'approche		1	(voir Note 2)		I_{24}
	RÉSERVE		6	(voir Notes 6 et 12)		I_{25} – I_{30}

Mot	Données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits n^os^
3	PRÉAMBULE	1,0	12	(voir Note 10)		$I_1 – I_{12}$
	Largeur de faisceau d'azimut d'approche		3	de 0,5° à 4° (voir Note 8)	0,5°	$I_{13} – I_{15}$
	Largeur de faisceau de site d'approche		3	de 0,5° à 2,5° (voir Note 8)	0,5°	$I_{16} – I_{18}$
	Distance DME		9	de 0 m à 6 387,5 m	12,5 m	$I_{19} – I_{27}$
	RÉSERVE		3	(voir Note 12)		$I_{28} – I_{30}$
	PARITÉ		2	(voir Note 1)		$I_{31} – I_{32}$
4	PRÉAMBULE	1,0	12	(voir Notes 4 et 10)		$I_1 – I_{12}$
	Azimut magnétique d'approche		9	de 0° à 359°	1°	$I_{13} – I_{21}$
	Azimut magnétique arrière		9	de 0° à 359°	1°	$I_{22} – I_{30}$
	PARITÉ		2	(voir Note 1)		$I_{31} – I_{32}$
5	PRÉAMBULE	1,0	12	(voir Notes 5 et 10)		$I_1 – I_{12}$
	Limite négative de secteur de guidage proportionnel en azimut arrière		5	de 0° à 40° (voir Note 11)	2°	$I_{13} – I_{17}$
	Limite positive de secteur de guidage proportionnel en azimut arrière		5	de 0° à 40° (voir Note 11)	2°	$I_{18} – I_{22}$
	Largeur de faisceau d'azimut arrière		3	de 0,5° à 4,0° (voir Note 8)	0,5°	$I_{23} – I_{25}$
	État de l'azimut arrière		1	(voir Note 2)		I_{26}
	RÉSERVE		4	(voir Notes 3 et 12)		$I_{27} – I_{30}$
	PARITÉ		2	(voir Note 1)		$I_{31} – I_{32}$
6	PRÉAMBULE	1,0	12	(voir Notes 4 et 10)		$I_1 – I_{12}$
	Identification de l'équipement sol MLS			Lettres A à Z		
	Caractère n° 2		6			$I_{13} – I_{18}$
	Caractère n° 3		6			$I_{19} – I_{24}$
	Caractère n° 4		6			$I_{25} – I_{30}$
	PARITÉ		2	(voir Note 1)		$I_{31} – I_{32}$

NOTES.—

1. Les bits de parité I_{31} et I_{32} sont choisis de façon à satisfaire aux équations suivantes :
   $I_{13} + I_{14} ... + I_{29} + I_{30} + I_{31}$ = IMPAIR
   $I_{14} + I_{16} + I_{18} ... + I_{28} + I_{30} + I_{32}$ = IMPAIR.

2. Codage des bits d'état :
   0 = fonction non rayonnée, ou rayonnée en mode essai (non fiable pour la navigation)
   1 = fonction rayonnée en mode normal (dans le mot de données de base 2, l'état de l'azimut arrière indique aussi que l'émission d'azimut arrière suit).
3. Ces bits sont réservés pour des applications futures. Une application possible serait la définition du facteur d'échelle de déviation de l'azimut arrière.
4. Les mots de données de base 4 et 6 sont émis à la fois dans le secteur de couverture en azimut d'approche et dans le secteur de couverture en azimut arrière si le guidage en azimut arrière est assuré, l'intervalle maximum spécifié entre émissions continuant à être respecté dans chaque secteur.
5. Le mot de données de base 5 est émis à la fois dans le secteur de couverture en azimut d'approche et dans le secteur de couverture en azimut arrière si le guidage en azimut arrière est assuré, l'intervalle maximum spécifié entre émissions continuant à être respecté dans chaque secteur.
6. Ces bits sont réservés pour de futures applications nécessitant des valeurs élevées de la cadence d'émission.
7. Codage pour I_{21} et I_{22} :

I_{21}	I_{22}	
0	0	Transpondeur DME hors service ou pas encore disponible
1	0	Seul le mode IA ou un DME/N est disponible
0	1	Mode FA, norme 1, disponible
1	1	Mode FA, norme 2, disponible.

8. La valeur codée est la largeur de faisceau réelle (telle qu'elle est définie au § 3.11.1) arrondie au plus proche multiple de 0,5°.
9. Code pour I_{29} :
   0 = signal de guidage complémentaire à impulsions
   1 = signal de guidage complémentaire de faisceau battant.
10. Les 12 bits de données du préambule sont précédés d'un intervalle de 0,832 milliseconde (13 impulsions d'horloge) en onde entretenue, destiné à l'acquisition de la porteuse (voir tableau A-1).
11. Les limites de balayage seront supérieures aux limites du secteur de guidage proportionnel indiquées au § 3.11.4.5.1 et contenues dans les mots de données de base 1 et 5.
12. Tous les bits de réserve sont mis à ZÉRO.

Tableau A-8. Séquencement de fonction de données auxiliaires

(voir § 3.11.4.3.4)

	Début de créneau	
Événement	Impulsion d'horloge 15,625 kHz (numéro)	Temps (ms)
Préambule	0	0
Émission d'adresse (Bits I_{13} – I_{20})	25	1,600
Émission de données (Bits I_{21} – I_{69})	33	2,112
Émission de parité (Bits I_{70} – I_{76})	82	5,248
Fin de fonction (bord)	89	5,696
Fin de temps mort ; fin de fonction (sol)		5,900

Tableau A-9. Codes d'adresse des mots de données auxiliaires

N°	I_{13}	I_{14}	I_{15}	I_{16}	I_{17}	I_{18}	I_{19}	I_{20}	N°	I_{13}	I_{14}	I_{15}	I_{16}	I_{17}	I_{18}	I_{19}	I_{20}
1	0	0	0	0	0	1	1	1	33	1	0	0	0	0	1	0	1
2	0	0	0	0	1	0	1	0	34	1	0	0	0	1	0	0	0
3	0	0	0	0	1	1	0	1	35	1	0	0	0	1	1	1	1
4	0	0	0	1	0	0	1	1	36	1	0	0	1	0	0	0	1
5	0	0	0	1	0	1	0	0	37	1	0	0	1	0	1	1	0
6	0	0	0	1	1	0	0	1	38	1	0	0	1	1	0	1	1
7	0	0	0	1	1	1	1	0	39	1	0	0	1	1	1	0	0
8	0	0	1	0	0	0	1	0	40	1	0	1	0	0	0	0	0
9	0	0	1	0	0	1	0	1	41	1	0	1	0	0	1	1	1
10	0	0	1	0	1	0	0	0	42	1	0	1	0	1	0	1	0
11	0	0	1	0	1	1	1	1	43	1	0	1	0	1	1	0	1
12	0	0	1	1	0	0	0	1	44	1	0	1	1	0	0	1	1
13	0	0	1	1	0	1	1	0	45	1	0	1	1	0	1	0	0
14	0	0	1	1	1	0	1	1	46	1	0	1	1	1	0	0	1
15	0	0	1	1	1	1	0	0	47	1	0	1	1	1	1	1	0
16	0	1	0	0	0	0	1	1	48	1	1	0	0	0	0	0	1
17	0	1	0	0	0	1	0	0	49	1	1	0	0	0	1	1	0
18	0	1	0	0	1	0	0	1	50	1	1	0	0	1	0	1	1
19	0	1	0	0	1	1	1	0	51	1	1	0	0	1	1	0	0
20	0	1	0	1	0	0	0	0	52	1	1	0	1	0	0	1	0
21	0	1	0	1	0	1	1	1	53	1	1	0	1	0	1	0	1
22	0	1	0	1	1	0	1	0	54	1	1	0	1	1	0	0	0
23	0	1	0	1	1	1	0	1	55	1	1	0	1	1	1	1	1
24	0	1	1	0	0	0	0	1	56	1	1	1	0	0	0	1	1
25	0	1	1	0	0	1	1	0	57	1	1	1	0	0	1	0	0
26	0	1	1	0	1	0	1	1	58	1	1	1	0	1	0	0	1
27	0	1	1	0	1	1	0	0	59	1	1	1	0	1	1	1	0
28	0	1	1	1	0	0	1	0	60	1	1	1	1	0	0	0	0
29	0	1	1	1	0	1	0	1	61	1	1	1	1	0	1	1	1
30	0	1	1	1	1	0	0	0	62	1	1	1	1	1	0	1	0
31	0	1	1	1	1	1	1	1	63	1	1	1	1	1	1	0	1
32	1	0	0	0	0	0	1	0	64	0	0	0	0	0	0	0	0

Note.— Les bits de parité I_{19} et I_{20} sont choisis de façon à satisfaire aux équations ci-après :

$I_{13} + I_{14} + I_{15} + I_{16} + I_{17} + I_{18} + I_{19} = \text{PAIR}$

$I_{14} + I_{16} + I_{18} + I_{20} = \text{PAIR}$

Tableau A-10. Données auxiliaires A
(voir § 3.11.4.8.3.1)

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits n^os^
A1	PRÉAMBULE	numérique	1,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Déport de l'antenne d'azimut d'approche			10	de –511 m à +511 m (voir Note 3)	1 m	$I_{21} – I_{30}$
	Distance antenne d'azimut d'approche – point d'origine MLS			13	de 0 m à 8 191 m	1 m	$I_{31} – I_{43}$
	Alignement de l'azimut d'approche sur l'axe de piste			12	de –20,47° à +20,47° (voir Notes 3 et 7)	0,01°	$I_{44} – I_{55}$
	Système de coordonnées de l'antenne d'azimut d'approche			1	(voir Note 2)		I_{56}
	Hauteur de l'antenne d'azimut d'approche			7	de –63 m à +63 m (voir Note 3)	1 m	$I_{57} – I_{63}$
	RÉSERVE			6	(voir Note 8)		$I_{64} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
A2	PRÉAMBULE	numérique	1,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Déport de l'antenne de site d'approche			10	de –511 m à +511 m (voir Note 3)	1 m	$I_{21} – I_{30}$
	Distance point d'origine MLS – seuil			10	de 0 m à 1 023 m	1 m	$I_{31} – I_{40}$
	Hauteur de l'antenne de site d'approche			7	de –6,3 m à +6,3 m (voir Note 3)	0,1 m	$I_{41} – I_{47}$
	Altitude du point d'origine MLS			13	de –4 095 m à +4 095 m (voir Note 3)	1 m	$I_{48} – I_{60}$
	Hauteur du seuil de piste			7	de –6,3 m à +6,3 m (voir Note 3)	0,1 m	$I_{61} – I_{67}$
	RÉSERVE			2	(voir Note 8)		$I_{68} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
A3	PRÉAMBULE (voir Note 4)	numérique	1,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Déport DME			12	de –2 047 m à +2 047 m (voir Note 3)	1 m	$I_{21} – I_{32}$
	Distance DME – point d'origine MLS			14	de –8 191 m à +8 191 m (voir Note 3)	1 m	$I_{33} – I_{46}$

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits n^os^
	Hauteur de l'antenne DME			7	de –63 m à +63 m (voir Note 3)	1 m	$I_{47} – I_{53}$
	Distance extrémité aval de piste – point d'origine MLS			14	de 0 m à 16 383 m	1 m	$I_{54} – I_{67}$
	RÉSERVE			2	(voir Note 8)		$I_{60} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
A4	PRÉAMBULE (voir Note 5)	numérique	1,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Déport de l'antenne d'azimut arrière			10	de –511 m à +511 m (voir Note 3)	1 m	$I_{21} – I_{30}$
	Distance antenne d'azimut arrière – point d'origine MLS			11	de 0 m à 2 047 m	1 m	$I_{31} – I_{41}$
	Alignement de l'azimut arrière sur l'axe de piste			12	de –20,47° à +20,47° (voir Notes 3 et 7)	0,01°	$I_{42} – I_{53}$
	Système de coordonnées de l'antenne d'azimut arrière			1	(voir Note 2)		I_{54}
	Hauteur de l'antenne d'azimut arrière			7	de –63 m à +63 m (voir Note 3)	1 m	$I_{55} – I_{61}$
	RÉSERVE			8	(voir Note 8)		I_{62} - I_{69}
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$

NOTES.—

1. Les bits de parité I_{70} à I_{76} sont choisis de façon à satisfaire aux équations ci-après.

Pour le bit I_{70}

$$(I_{13} + ... + I_{18}) + I_{20} + I_{22} + I_{24} + I_{25} + I_{28} + I_{29} + I_{31} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{41} + I_{44} + I_{45} + I_{46} + I_{50} + (I_{52} + ... + I_{55}) + I_{58} + I_{60} + I_{64} + I_{65} + I_{70} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{71}

$$(I_{14} + ... + I_{19}) + I_{21} + I_{23} + I_{25} + I_{26} + I_{29} + I_{30} + I_{32} + I_{33} + I_{34} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{42} + I_{45} + I_{46} + I_{47} + I_{51} + (I_{53} + ... + I_{56}) + I_{59} + I_{61} + I_{65} + I_{66} + I_{71} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{72}

$$(I_{15} + ... + I_{20}) + I_{22} + I_{24} + I_{26} + I_{27} + I_{30} + I_{31} + I_{33} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{38} + I_{40} + I_{43} + I_{46} + I_{47} + I_{48} + I_{52} + (I_{54} + ... + I_{57}) + I_{60} + I_{62} + I_{66} + I_{67} + I_{72} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{73}

$$(I_{16} + ... + I_{21}) + I_{23} + I_{25} + I_{27} + I_{28} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{39} + I_{41} + I_{44} + I_{47} + I_{48} + I_{49} + I_{53} + (I_{55} + ... + I_{58}) + I_{61} + I_{63} + I_{67} + I_{68} + I_{73} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{74}

$$(I_{17} + ... + I_{22}) + I_{24} + I_{26} + I_{28} + I_{29} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{40} + I_{42} + I_{45} + I_{48} + I_{49} + I_{50} + I_{54} + (I_{56} + ... + I_{59}) + I_{62} + I_{64} + I_{68} + I_{69} + I_{74} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{75}

$$(I_{13} + ... + I_{17}) + I_{19} + I_{21} + I_{23} + I_{24} + I_{27} + I_{28} + I_{30} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{40} + I_{43} + I_{44} + I_{45} + I_{49} + (I_{51} + ... + I_{54}) + I_{57} + I_{59} + I_{63} + I_{64} + I_{69} + I_{75} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{76}

$$I_{13} + I_{14} + ... + I_{75} + I_{76} = \text{PAIR}$$

2. Code de coordonnées d'antenne : 0 = coniques.
3. La convention ci-dessous s'applique au codage des nombres négatifs :
   Le bit de poids fort est le bit de signe :
   0 = positif
   1 = négatif
   Les autres bits représentent la valeur absolue.
   La convention ci-après s'applique en ce qui concerne l'emplacement de l'antenne :
   Pour un observateur se trouvant au point de repère d'approche MLS et tourné vers le point d'origine MLS, un nombre positif indique que l'antenne est située à droite de l'axe de piste (déport latéral) ou au-dessus de la piste (déport vertical), ou dans la direction de l'extrémité aval de la piste (distance longitudinale).
   La convention relative à l'alignement est la suivante :
   Pour un observateur regardant vers le bas, un nombre positif indique une rotation en sens d'horloge à partir de l'axe de piste jusqu'à l'azimut zéro degré correspondante.
4. Le mot de données A3 est émis dans le secteur de couverture en azimut d'approche comme dans le secteur de couverture en azimut arrière, si un guidage en azimut arrière est assuré, l'intervalle maximum spécifié entre émissions continuant à être respecté dans chaque secteur.
5. Le mot de données A4 est émis dans le secteur de couverture en azimut d'approche et dans le secteur de couverture en azimut arrière, si un guidage en azimut arrière est assuré, l'intervalle maximum spécifié entre émissions continuant à être respecté dans chaque secteur.
6. Les 12 bits de données du préambule sont précédés d'un intervalle de 0,832 millisecondes (13 impulsions d'horloge) en onde entretenue pour l'acquisition de la porteuse (voir le tableau A-1).
7. Voir dans le tableau A-12 les mots de données B42 et B43 définis pour des applications exigeant une rotation d'antenne d'azimut qui dépasse +20,47 degrés, valeur autorisée par les éléments de données du mot A1 dans le cas de l'azimut et du mot A4 dans celui de l'azimut arrière. Aux installations où la rotation en azimut d'approche dépasse +20,47 degrés, le mot B42 est émis à la place du mot A1. Aux installations où la rotation en azimut arrière dépasse +20,47 degrés, le mot B43 est émis à la place du mot A4.
8. Tous les bits de réserve sont mis à ZÉRO.

Tableau A-11. Définitions d'éléments de données auxiliaires B

(voir § 3.11.4.8.3.2)

Note.— Les définitions des éléments de données auxiliaires B nécessaires aux procédures MLS/RNAV se trouvent dans le tableau A-13.

a) *Latitude du point d'origine MLS.* Latitude du point d'origine MLS, définie par l'ellipsoïde de référence, le système de coordonnées et le repère correspondant qui constituent le système WGS-84 (World Geodetic System).

b) *Longitude du point d'origine MLS.* Longitude du point d'origine MLS, définie par l'ellipsoïde de référence, le système de coordonnées et le repère mentionnés à l'alinéa a) ci-dessus.

c) *Coordonnée verticale du point d'origine MLS.* Coordonnée verticale du point d'origine MLS, définie par l'ellipsoïde de référence, le système de coordonnées et le repère mentionnés à l'alinéa a) ci-dessus.

Note.— Bien que le WGS-84 ait été approuvé comme norme OACI pour les coordonnées géographiques indiquant la latitude et la longitude, l'introduction des coordonnées WGS-84 verticales est en instance. Jusqu'à ce qu'une décision soit prise à ce sujet, on pourra continuer à utiliser l'altitude topographique.

d) *Orientation de l'azimut d'approche par rapport au nord vrai.* Angle mesuré dans le plan horizontal en sens d'horloge du nord vrai jusqu'à la radiale zéro degré de guidage en azimut d'approche, l'antenne d'azimut d'approche étant l'origine. Le centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche sera le sommet de l'angle mesuré.

e) *Portée visuelle de piste (RVR).* Mesure de la RVR aux instruments dans la zone de toucher des roues, au milieu de la piste et à son extrémité aval avec indication de tendance, fournie selon les dispositions du chapitre 4 de l'Annexe 3.

f) *Vent de surface.* Vitesse du vent et direction (magnétique) du vent, fournies selon les dispositions du chapitre 4 de l'Annexe 3.

g) *Déport de l'antenne d'azimut d'approche.* Distance minimum du centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche au plan vertical passant par l'axe de piste.

h) *Distance antenne d'azimut d'approche – point d'origine MLS.* Distance minimum du centre de phase de l'antenne d'azimut d'approche au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui passe par le point d'origine MLS.

i) *Coïncidence de l'azimut d'approche et de l'axe de piste.* Angle minimum séparant la radiale zéro degré de guidage en azimut d'approche de l'axe de piste.

j) *Hauteur de l'antenne d'azimut d'approche.* Hauteur du centre de phase de l'antenne par rapport au point d'origine MLS.

k) *Déport de l'antenne d'azimut arrière.* Distance minimum du centre de phase de l'antenne d'azimut arrière au plan vertical passant par l'axe de piste.

l) *Distance antenne d'azimut arrière – point d'origine MLS.* Distance minimum de l'antenne d'azimut arrière au plan vertical perpendiculaire à l'axe de piste qui passe par le point d'origine MLS.

m) *Coïncidence de l'azimut arrière et de l'axe de piste.* Angle minimum séparant l'azimut arrière zéro degré de l'axe de piste.

n) *Hauteur de l'antenne d'azimut arrière.* Hauteur du centre de phase de l'antenne par rapport au point d'origine MLS.

o) *Numéro de la piste principale.* Numéro de la piste principale défini dans l'Annexe 14, volume I, chapitre 5.

p) *Lettre de la piste principale.* Lettre de la piste principale définie dans l'Annexe 14, volume I, chapitre 5, lorsqu'elle est utilisée pour différencier des pistes parallèles.

q) *Numéro de la piste secondaire.* Numéro de la piste secondaire défini dans l'Annexe 14, volume I, chapitre 5.

r) *Lettre de la piste secondaire.* Lettre de la piste secondaire définie dans l'Annexe 14, volume I, chapitre 5, lorsqu'elle est utilisée pour différencier des pistes parallèles.

s) *Guidage en site jusqu'à la piste secondaire.* Indique si le guidage en site peut être utilisé jusqu'à la piste secondaire et, dans l'affirmative, s'il peut être directement utilisé comme angle brut ou s'il exige un alignement de descente calculé.

t) *Alignement de descente minimal jusqu'à la piste secondaire.* Angle de descente le plus faible le long de l'axe de la piste secondaire.

u) *Alignement de l'azimut d'approche et de l'axe de la piste secondaire.* Angle minimal entre l'azimut d'approche zéro degré et l'axe de la piste secondaire.

v) *Coordonnée X du seuil de la piste secondaire.* Représente la distance minimale entre le seuil de la piste secondaire et le plan vertical perpendiculaire à l'axe de la piste principale, qui contient le point d'origine MLS.

w) *Coordonnée Y du seuil de la piste secondaire.* Représente la distance minimale entre le seuil de la piste secondaire et le plan vertical qui contient l'axe de la piste principale.

x) *Coordonnée Z du seuil de la piste secondaire.* Représente la hauteur du seuil de la piste secondaire au-dessus du point d'origine MLS.

y) *Hauteur de franchissement du seuil de la piste secondaire.* Hauteur au-dessus du seuil de la piste secondaire à laquelle l'alignement de descente calculé franchit le seuil.

z) *Distance de l'azimut virtuel au seuil de la piste secondaire.* Distance entre le seuil de la piste secondaire et le point à considérer comme l'origine pour le guidage latéral applicable à cette piste.

Note.— Le récepteur MLS peut utiliser cette distance de la même façon que la distance de l'antenne d'azimut d'approche au seuil, pour établir le facteur d'échelle de déviation latérale.

Tableau A-12. Données auxiliaires B
(voir § 3.11.4.8.3)

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits n^os^
Mots B1 à B39 : Mots de données invariables dans le temps (fixes) servant aux procédures avancées MLS/RNAV (voir tableau A-15)							
Mots B40 à B54 : Autres éléments de données fixes							
B40	PRÉAMBULE	numérique	2,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Latitude du point d'origine MLS			23	de –324 000,0 secondes d'arc à +324 000,0 secondes d'arc (voir Note 2)	0,1 seconde d'arc	$I_{21} – I_{43}$
	Longitude du point d'origine MLS			24	de –648 000,0 secondes d'arc à +648 000,0 secondes d'arc (voir Note 2)	0,1 seconde d'arc	$I_{44} – I_{67}$
	RÉSERVE			2	(voir Note 9)		$I_{68} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
B41	PRÉAMBULE	numérique	2,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Coordonnée verticale du point d'origine MLS			13	de –4 095 m à +4095 m (voir Note 2)	1 m	$I_{21} – I_{33}$
	Orientation de l'azimut d'approche par rapport au nord vrai			16	de 0° à 359,99°	0,01°	$I_{34} – I_{45}$
	RÉSERVE			20			$I_{50} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
B42	PRÉAMBULE (voir Note 5)	numérique	1,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Déport de l'antenne d'azimut d'approche			10	de –511 m à +511 m (voir Note 2)	1 m	$I_{21} – I_{30}$
	Distance antenne d'azimut d'approche — point d'approche d'origine MLS			13	de 0 m à 8 191 m	1 m	$I_{31} – I_{43}$
	Coïncidence de l'azimut d'approche et de l'axe de piste			14	de –81,91° à +81,91° (voir Note 2)	0,01°	$I_{44} – I_{67}$
	Hauteur de l'antenne d'azimut d'approche			7	de –63 m à +63 m (voir Note 2)	1 m	$I_{58} – I_{64}$
	RÉSERVE			5	(voir Note 9)		$I_{65} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits nos
B43	PRÉAMBULE (voir Notes 4 et 5)	numérique	1,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Déport de l'antenne d'azimut arrière			10	de –511 m à +511 m (voir Note 2)	1 m	$I_{21} – I_{30}$
	Distance antenne d'azimut arrière — point d'origine MLS			11	de 0 m à 2 047 m	1 m	$I_{31} – I_{41}$
	Coïncidence de l'azimut arrière et de l'axe de piste			14	de –81,91° à +81,91° (voir Note 2)	0,01°	$I_{42} – I_{55}$
	Hauteur de l'antenne d'azimut arrière			7	de –63 m à +63 m (voir Note 2)	1 m	$I_{56} – I_{62}$
	RÉSERVE			7	(voir Note 9)		$I_{63} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
B44	PRÉAMBULE	numérique	2,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Numéro de la piste principale			6	de 0 à 36 (voir Note 10)		$I_{21} – I_{26}$
	Lettre de la piste principale			2	(voir Note 7)		$I_{27} – I_{28}$
	Numéro de la piste secondaire			6	de 0 à 36 (voir Note 10)		$I_{29} – I_{34}$
	Lettre de la piste secondaire			2	(voir Note 7)		$I_{35} – I_{36}$
	Guidage en site jusqu'à la piste secondaire			2	(voir Note 8)		$I_{37} – I_{38}$
	Alignement de descente minimal jusqu'à la piste secondaire			7	de 2° à 14,7°	0,1°	$I_{39} – I_{45}$
	Alignement de l'azimut d'approche et de l'axe de la piste secondaire			16	±180,00°	0,01°	$I_{46} – I_{61}$
	RÉSERVE			8	(voir Note 9)		$I_{62} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$
B45	PRÉAMBULE	numérique	2,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	Coordonnée X du seuil de la piste secondaire			15	±16 384 m	1 m	$I_{21} – I_{35}$
	Coordonnée Y du seuil de la piste secondaire			15	±16 384 m	1 m	$I_{36} – I_{50}$

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. entre émissions (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible	Bits n^{os}
	Coordonnée Z du seuil de la piste secondaire			8	±127 m	1 m	$I_{51} – I_{58}$
	Hauteur de franchissement du seuil de la piste secondaire			5	de 0 à 31 m	1 m	$I_{59} – I_{63}$
	Distance de l'azimut virtuel au seuil de la piste secondaire			6	de 0 à 6 300 m	100 m	$I_{64} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$

Mots B55 à B64 : Éléments de données variables dans le temps. *(Note. Seul le mot B55 est défini ci-après.)*

B55	PRÉAMBULE	numérique	10,0	12	(voir Note 6)		$I_1 – I_{12}$
	Adresse			8			$I_{13} – I_{20}$
	RVR (zone de toucher des roues)			11	de 0 à 2 555 m (voir Note 3)	5 m	$I_{21} – I_{31}$
	RVR (milieu de la piste)			11	de 0 à 2 555 m (voir Note 3)	5 m	$I_{32} – I_{42}$
	RVR (extrémité aval de piste)			11	de 0 à 2 555 m (voir Note 3)	5 m	$I_{43} – I_{53}$
	Vitesse du vent de surface			7	de 0 à 127 kt	1 kt	$I_{54} – I_{60}$
	Direction (magnétique) du vent de surface			9	de 0° à 359°	1°	$I_{61} – I_{69}$
	PARITÉ			7	(voir Note 1)		$I_{70} – I_{76}$

NOTES.—

1. Les bits de parité I_{70} à I_{76} sont choisis de façon à satisfaire aux équations ci-après :

Pour le bit I_{70}

$$(I_{13} + ... + I_{18}) + I_{20} + I_{22} + I_{24} + I_{25} + I_{28} + I_{29} + I_{31} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{41} + I_{44} + I_{45} + I_{46} + I_{50} + (I_{52} + ... + I_{55}) + I_{58} + I_{60} + I_{64} + I_{65} + I_{70} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{71}

$$(I_{14} + ... + I_{19}) + I_{21} + I_{23} + I_{25} + I_{26} + I_{29} + I_{30} + I_{32} + I_{33} + I_{34} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{42} + I_{45} + I_{46} + I_{47} + I_{51} + (I_{53} + ... + I_{56}) + I_{59} + I_{61} + I_{65} + I_{66} + I_{71} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{72}

$$(I_{15} + ... + I_{20}) + I_{22} + I_{24} + I_{26} + I_{27} + I_{30} + I_{31} + I_{33} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{38} + I_{40} + I_{43} + I_{46} + I_{47} + I_{48} + I_{52} + (I_{54} + ... + I_{57}) + I_{60} + I_{62} + I_{66} + I_{67} + I_{72} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{73}

$$(I_{16} + ... + I_{21}) + I_{23} + I_{25} + I_{27} + I_{28} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{39} + I_{41} + I_{44} + I_{47} + I_{48} + I_{49} + I_{53} + (I_{55} + ... + I_{58}) + I_{61} + I_{63} + I_{67} + I_{68} + I_{73} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{74}

$$(I_{17} + ... + I_{22}) + I_{24} + I_{26} + I_{28} + I_{29} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{40} + I_{42} + I_{45} + I_{48} + I_{49} + I_{50} + I_{54} + (I_{56} + ... + I_{59}) + I_{62} + I_{64} + I_{68} + I_{69} + I_{74} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{75}

$$(I_{13} + ... + I_{17}) + I_{19} + I_{21} + I_{23} + I_{24} + I_{27} + I_{28} + I_{30} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{40} + I_{43} + I_{44} + I_{45} + I_{49} + (I_{51} + ... + I_{54}) + I_{57} + I_{59} + I_{63} + I_{64} + I_{69} + I_{75} = \text{PAIR}$$

Pour le bit I_{76}

$$I_{13} + I_{14} + ... + I_{75} + I_{76} = \text{PAIR}.$$

2. La convention ci-dessous s'applique au codage des nombres négatifs :
   Le bit de poids fort est le bit de signe :
   0 = positif
   1 = négatif
   Les autres bits représentent la valeur absolue.
   La convention ci-après s'applique en ce qui concerne l'emplacement de l'antenne :
   Pour un observateur se trouvant au point de repère d'approche MLS et tourné vers le point d'origine MLS, un nombre positif indique que l'antenne est située à droite de l'axe de piste (déport latéral) ou au-dessus de la piste (déport vertical), ou dans la direction de l'extrémité aval de la piste (distance longitudinale).
   La convention relative à l'alignement est la suivante :
   Pour un observateur regardant vers le bas, un nombre positif indique une rotation en sens d'horloge à partir de l'axe de piste jusqu'à la radiale de guidage zéro degré correspondante.
   La convention relative aux coordonnées géodésiques est la suivante :
   Un nombre positif représente une latitude nord ou une longitude est.
   Un nombre négatif représente une latitude sud ou une longitude ouest.
3. Les dixième et onzième bits de chaque valeur de la RVR indiquent la tendance. Les conventions de codage sont les suivantes :

	Dixième bit	*Onzième bit*
Tendance non indiquée	0	0
Décroissance	1	0
Égalité	0	1
Croissance	1	1

4. Lorsqu'il est utilisé, le mot de données B43 sera émis à la fois dans le secteur de couverture en azimut d'approche et dans le secteur de couverture en azimut arrière si le guidage en azimut arrière est assuré, l'intervalle maximum spécifié entre émissions continuant à être respecté dans chaque secteur.
5. Les mots de données B42 et B43 sont définis pour des applications exigeant une rotation d'antenne d'azimut qui dépasse 20,47 degrés, valeur autorisée par les éléments de données du mot A1 dans le cas de l'azimut et du mot A4 dans celui de l'azimut arrière. Aux installations où la rotation en azimut d'approche dépasse 20,47 degrés, le mot B42 est émis à la place du mot A1. Aux installations où la rotation en azimut arrière dépasse 20,47 degrés, le mot B43 est émis à la place du mot A4.
6. Les 12 bits de données du préambule sont précédés d'un intervalle de 0,832 milliseconde (13 impulsions d'horloge) d'onde entretenue, destiné à l'acquisition de la porteuse (voir tableau A-1).
7. La convention de codage est la suivante :
   0 = pas de lettre
   1 = R (droit)
   2 = C (centre)
   3 = L (gauche).
8. La convention de codage est la suivante :
   0 = non assuré
   1 = guidage en site brut
   2 = alignement de descente calculé
   3 = code non autorisé.
9. Tous les bits de réserve sont mis à ZÉRO.
10. La désignation de numéro de piste 0 concerne les opérations d'hélistation.

Tableau A-13. Définitions des éléments de données auxiliaires B relatives à la base de données des procédures MLS/RNAV
(voir § 3.11.4.8.3.2)

a) *Nombre d'indicateurs de procédure d'azimut d'approche.* Nombre total de procédures d'approche et de départ nommées auxquelles correspondent des mots indicateurs de procédure émis dans le secteur de couverture en azimut d'approche.

Note.— Les approches interrompues ne sont pas comptées étant donné qu'elles ne correspondent pas à des mots indicateurs de procédure. Les procédures d'approche axiale calculée jusqu'à la piste principale sont comptées si un indicateur de procédure est émis, même si des données associées de point de cheminement ne sont pas émises dans les mots de données auxiliaires B1 à B39.

b) *Nombre d'indicateurs de procédure d'azimut arrière.* Nombre total de procédures d'approche et de départ nommées auxquelles correspondent des mots indicateurs de procédure émis dans le secteur de couverture en azimut arrière.

Note.— Les approches interrompues ne sont pas comptées étant donné qu'elles ne correspondent pas à des mots indicateurs de procédure.

c) *Dernier mot de la base de données d'azimut d'approche.* Représente le code d'adresse, défini par les bits I_{13} à I_{18}, du dernier mot de données auxiliaires de la plage B1 à B39 qui est émis dans le secteur de couverture en azimut d'approche.

d) *Premier mot de la base de données d'azimut arrière.* Représente le code d'adresse, défini par les bits I_{13} à I_{18}, du premier mot de données auxiliaires de la plage B1 à B39 qui est émis dans le secteur de couverture en azimut arrière.

e) *Code CRC d'azimut d'approche.* Représente les coefficients du code de contrôle de redondance cyclique de la base de données des procédures d'azimut d'approche.

f) *Code CRC d'azimut arrière.* Représente les coefficients du code de contrôle de redondance cyclique de la base de données des procédures d'azimut arrière.

g) *Mot B42 émis.* Indique si le mot de données auxiliaires B42 est émis au lieu du mot A1.

h) *Mot A4 émis.* Indique si le mot de données auxiliaires A4 est émis.

i) *Mot B43 émis.* Indique si le mot de données auxiliaires B43 est émis.

j) *Indicateur de correspondance/CRC d'azimut arrière.* Indique si le mot de données auxiliaires B39 est utilisé comme mot de correspondance/CRC d'azimut arrière ou comme mot de données relatives à un point de cheminement d'azimut d'approche.

k) *Indicateur de base.* Représente le nom du premier point de cheminement d'une procédure d'approche ou du dernier point de cheminement d'une procédure de départ. Le nom sera composé de cinq lettres et rédigé dans l'Alphabet international n° 5 à l'aide des bits b_1 à b_5.

l) *Indicateur de validité.* Chiffre de 1 à 9 représentant le niveau de révision de la procédure d'approche ou de départ.

m) *Indicateur d'itinéraire.* Représente l'itinéraire à destination ou en provenance du point de cheminement désigné par l'indicateur de base. L'indicateur d'itinéraire sera composé d'une seule lettre rédigée dans l'Alphabet international n° 5 à l'aide des bits b_1 à b_5. Les lettres « I » et « O » ne seront pas utilisées. Chacun des 24 indicateurs d'itinéraire disponibles ne sera pas affecté plus d'une fois dans le jeu combiné de mots indicateurs de procédures d'azimut d'approche et d'azimut arrière.

Note.— La restriction découlant de l'attribution d'indicateurs d'itinéraire uniques aux procédures MLS/RNAV constitue un écart par rapport à la pratique normale mais elle est nécessaire pour renforcer l'intégrité de la sélection de la procédure et réduire la charge de travail du pilote.

n) *Numéro de piste.* Numéro de la piste défini dans l'Annexe 14, volume I, chapitre 5.

o) *Lettre de piste.* Lettre de la piste définie dans l'Annexe 14, volume I, chapitre 5, utilisée le cas échéant pour différencier des pistes parallèles.

p) *Type de procédure.* Indique s'il s'agit d'une procédure d'approche ou d'une procédure de départ.

q) *Indice du premier point de cheminement.* Représente la position séquentielle, dans la base de données d'azimut d'approche ou la base de données d'azimut arrière, des données définissant le premier point de cheminement codé de la procédure.

r) *Coordonnée X.* Coordonnée X d'un point de cheminement donné dans le système de coordonnées défini.

s) *Coordonnée Y suit.* Indique si la coordonnée Y est émise pour un point de cheminement donné. Si la coordonnée Y n'est pas transmise, on lui donnera la valeur zéro.

t) *Coordonnée Y.* Coordonnée Y d'un point de cheminement donné dans le système de coordonnées défini.

u) *Coordonnée Z suit.* Indique si la coordonnée Z est émise pour un point de cheminement donné.

v) *Coordonnée Z.* Coordonnée Z d'un point de cheminement donné dans le système de coordonnées défini.

w) *Identificateur de segment/champ suivant.* Indique si le segment suivant d'une procédure donnée est droit ou courbe et quels champs de données suivent les coordonnées de point de cheminement.

x) *Hauteur du point de cheminement de seuil.* Hauteur du point de cheminement situé au-dessus du seuil de la piste principale.

y) *Distance de l'azimut virtuel au point de cheminement.* Distance entre le point de cheminement et le point à considérer comme étant l'origine pour le guidage latéral dans le cas des procédures d'approche ne conduisant pas au seuil de la piste principale.

Note.— Le récepteur MLS peut utiliser cette distance de la même façon que la distance de l'antenne d'azimut d'approche au seuil, pour établir le facteur d'échelle de déviation latérale de la procédure.

z) *Indice du point de cheminement suivant.* Représente la position séquentielle, dans la base de données d'azimut d'approche ou la base de données d'azimut arrière, des données définissant le point de cheminement suivant de la procédure.

Note.— L'indice du point de cheminement suivant peut être utilisé pour permettre le partage d'un ou de plusieurs points de cheminement qui sont expressément définis dans une autre procédure. Les points de cheminement partagés sont les derniers dans le cas des approches et les premiers dans celui des approches interrompues et des départs.

aa) *Indice d'approche interrompue.* Représente la position séquentielle, dans la base de données d'azimut d'approche ou la base de données d'azimut arrière, des données définissant le premier point de cheminement codé (le dernier survolé) de la procédure d'approche interrompue associée.

Tableau A-14. Structure des bases de données relatives aux procédures MLS/RNAV
(voir § 3.11.4.8.3.2)

Base de données	Mot	Données
Azimut d'approche	B1	Mot de correspondance/CRC d'azimut d'approche
	B2	Mot indicateur de la procédure 1
	. . .	. . .
	. . .	. . .
	B(M+1)	Mot indicateur de la procédure « M » (voir Note 1)
	B(M+2) à B(a)	Mots de données de point de cheminement
	B(a+1) à B(b−1)	Non utilisé
Azimut arrière (voir Note 2)	B(b)	Mot indicateur de la procédure 1
	. . .	. . .
	. . .	. . .
	B(b+N−1)	Mot indicateur de la procédure « N » (voir Note 1)
	B(b+N) à B(38)	Mots de données de point de cheminement
	B39	Mot de correspondance/CRC d'azimut arrière

NOTES.—

1. Le paramètre « M » représente le nombre de procédures d'approche et de départ nommées qui commencent à l'intérieur du secteur de couverture en azimut d'approche. Le paramètre « N » représente le nombre de procédures d'approche et de départ nommées qui commencent à l'intérieur du secteur de couverture en azimut arrière.
2. Une installation sans base de données d'azimut arrière peut aussi utiliser tous les mots jusqu'à B39 pour la base de données d'azimut d'approche.

Tableau A-15. Mots de données auxiliaires B1 à B39
(voir § 3.11.4.8.3.2)

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bits n^os^
Mot de correspondance/CRC d'azimut d'approche						
B1	PRÉAMBULE	numérique	2,5	12		I_1 à I_{12}
	Adresse			8		I_{13} à I_{20}
	Nombre d'indicateurs de procédure d'azimut d'approche			4	de 0 à 15	I_{21} à I_{24}
	Dernier mot de la base de données d'azimut d'approche			6	(voir Note 2)	I_{25} à I_{30}
	Code CRC d'azimut d'approche			32	(voir Note 3)	I_{31} à I_{62}
	Mot B42 émis			1	(voir Note 4)	I_{63}
	Mot A4 émis			1	(voir Note 4)	I_{64}
	Mot B43 émis			1	(voir Note 4)	I_{65}
	Réserve			4	(voir Note 12)	I_{66} à I_{69}
	PARITÉ			7	(voir Note 13)	I_{70} à I_{76}
Mots indicateurs de procédure						
B2 à B(M+1) (base de données d'azimut d'approche) (voir Note 1) B(b) à B(b+N−1) (base de données d'azimut arrière)						
	PRÉAMBULE	numérique	2,5	12		I_1 à I_{12}
	Adresse			8		I_{13} à I_{20}
	Indicateur de base			25	(voir Note 5)	I_{21} à I_{45}
	Indicateur de validité			4	1 à 9 (voir Note 14)	I_{46} à I_{49}
	Indicateur de route			5	(voir Note 5)	I_{50} à I_{54}
	Numéro de piste			6	de 0 à 36 (voir Note 15)	I_{55} à I_{60}
	Lettre de piste			2	(voir Note 6)	I_{61} à I_{62}
	Type de procédure			1	(voir Note 7)	I_{63}
	Indice du premier point de cheminement			6	de 0 à 63 (voir Notes 8 et 9)	I_{64} à I_{69}
	PARITÉ			7	(voir Note 13)	I_{70} à I_{76}
Mots de données de point de cheminement (voir tableau A-16)						
B(M+2) à B(a) (base de données d'azimut d'approche) (voir Notes 1 et 11) B(b+N−1) à B(38) (base de données d'azimut arrière)						
	PRÉAMBULE	numérique	2,5	12		I_1 à I_{12}
	Adresse			8		I_{13} à I_{20}

Mot	Données	Type de données	Intervalle max. (secondes)	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bits n^os^
	Éléments de données de définition des points de cheminement			49	(voir Notes 10 et 11)	I_{21} à I_{69}
	PARITÉ			7	(voir Note 13)	I_{70} à I_{76}
Mot de correspondance/CRC d'azimut arrière (voir Notes 1 et 11)						
B39	PRÉAMBULE	numérique	2,5	12		I_1 à I_{12}
	Adresse			8		I_{13} à I_{20}
	Nombre d'indicateurs de procédure d'azimut arrière			4	de 0 à 15	I_{21} à I_{24}
	Premier mot de la base de données d'azimut arrière			6	(voir Note 2)	I_{25} à I_{30}
	Code CRC d'azimut arrière			32	(voir Note 3)	I_{31} à I_{62}
	Mot B43 émis			1	(voir Note 4)	I_{63}
	Réserve			5	(voir Note 12)	I_{64} à I_{68}
	Indicateur de correspondance/ CRC d'azimut arrière			1	(voir Note 11)	I_{69}
	PARITÉ			7	(voir Note 13)	I_{70} à I_{76}

NOTES.—

1. Les variables utilisées dans les numéros de mot correspondent aux variables qui sont utilisées dans le tableau A-14.
2. Ce champ est codé conformément aux indications du tableau A-9, à l'aide des bits I_{13} à I_{18}. Dans ce tableau, l'émission débute par le bit I_{25}, qui contient les renseignements du bit I_{13} du tableau A-9.
3. Le code CRC contient le reste, R(x), de la division modulo 2 de deux polynômes :

$$\left[\frac{x^{32}M(x)}{G(x)}\right]_{\text{mod}2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)}$$

M(x) est le champ de l'information, qui est constitué de la base de données d'azimut d'approche ou d'azimut arrière définie ci-dessous, à l'exclusion des préambules, adresses, bits de parité et bits de code CRC. Dans le cas des mots de données auxiliaires, ce sont les bits I_{21} à I_{69} ; dans celui des mots de données de base, les bits I_{13} à I_{30}. La base de données est composée des mots de données suivants, dans l'ordre indiqué :

Base de données d'azimut d'approche :	*Base de données d'azimut arrière :*
B1 (bits I_{21} à I_{30}, I_{63} à I_{69})	B(b) à B38
B2 à B(a)	B39 (bits I_{21} à I_{30}, I_{63} à I_{69})
B40, B41	B40, B41, A3
A1 ou B42, A2, A3	A4 ou B43 (si ce mot est émis)
A4 ou B43 (si ce mot est émis)	Mot de données de base 6
Mot de données de base 6	

M(x) est multiplié par x^{32}, ce qui ajoute 32 bits zéro à la fin du dividende.
G(x) est le polynôme générateur, qui est défini comme suit :
$G(x)= x^{32} + x^{31} + x^{14} + x^{13} + x^9 + x^8 + x^4 + x^3 + x + 1$
Q(x) est le quotient.
Le code CRC, R(x), est émis avec le coefficient d'x^{31} comme bit I_{31} et le coefficient d'x^0 comme bit I_{62}.

4. La convention de codage est la suivante :
   0 = non
   1 = oui.

5. En ce qui concerne les mots de données B1 à B39, les caractères alphabétiques sont codés conformément aux indications du § 3.11.4.8.3.
6. La convention de codage est la suivante :
   0 = pas de lettre
   1 = R (droite)
   2 = C (centre)
   3 = L (gauche).
7. La convention de codage est la suivante :
   0 = procédure d'approche
   1 = procédure de départ.
8. Les indices de point de cheminement résultent de la numérotation séquentielle de tous les points de cheminement de la base de données d'azimut d'approche ou de la base de données d'azimut arrière. Si le code du point de cheminement de seuil de la piste principale ne comprend que la hauteur de franchissement du seuil, ce point est omis de la séquence de numérotation des points de cheminement.
9. Un zéro dans ce champ indique qu'il s'agit d'une procédure d'approche axiale calculée fondée sur les renseignements contenus dans les mots de données auxiliaires A1 (ou B42), A2, A3 et A4 (ou B43).
10. Les définitions de point de cheminement sont de longueur variable et sont codées dans l'ordre sans qu'il soit tenu compte des limites de mot. Il ne doit pas y avoir de bits de réserve entre les définitions de point de cheminement. Tous les bits de réserve se trouvant à la fin du dernier mot de données de point de cheminement sont mis à zéro. Les définitions des points de cheminement d'une procédure d'approche sont codées dans l'ordre dans lequel l'aéronef suit la procédure. Dans le cas des procédures d'approche interrompue ou de départ, les définitions des points de cheminement sont codées dans l'ordre inverse. Les points de cheminement d'une procédure d'approche interrompue ou de départ qui ne sont pas partagés avec une procédure d'approche sont codés après le dernier point de cheminement d'approche dans la base de données.
11. Une installation sans base de données d'azimut arrière peut utiliser le mot auxiliaire B39 comme mot de données de point de cheminement dans la base de données d'azimut d'approche. Le bit I_{69} du mot B39 sert à indiquer l'utilisation de ce mot. La convention de codage est la suivante :
    0 = le mot B39 est un mot de données de point de cheminement
    1 = le mot B39 est le mot de correspondance/CRC d'azimut arrière.
12. Tous les bits de réserve sont mis à ZÉRO.
13. Les bits de parité I_{70} à I_{76} sont choisis de façon à satisfaire aux équations figurant dans la Note 1 du tableau A-12.
14. La valeur codée 0000 est interdite.
15. La désignation de numéro de piste 0 concerne les opérations d'hélistation.

Tableau A-16. Éléments de données des définitions de point de cheminement
(voir § 3.11.4.8.3.2)

Données	Bits utilisés	Plage de valeurs	Bit de poids faible
Coordonnée X	15	±41 940 m (voir Notes 1 et 2)	2,56 m
Coordonnée Y suit	1	(voir Note 3)	
Coordonnée Y	15	±41 940 m (voir Notes 1 et 2)	2,56 m
Coordonnée Z suit	1	(voir Note 3)	
Coordonnée Z	13	de –100 à +8 091 m (voir Notes 1 et 4)	1 m
Identificateur de segment/champ suivant	3	(voir Note 5)	
Hauteur du point de cheminement de seuil	6	de 0 à 31,5 m (voir Note 5)	0,5 m
Distance de l'azimut virtuel au point de cheminement	6	de 0 à 6 300 m (voir Note 5)	100 m
Indice du point de cheminement suivant	6	(voir Notes 5 et 6)	
Indice d'approche interrompue	6	(voir Notes 5 et 6)	

NOTES.—

1. L'origine du système de coordonnées est le point d'origine MLS. L'axe X est horizontal et se trouve dans le plan vertical qui comprend l'axe de la piste ; un chiffre positif représente un emplacement en direction du repère d'approche. L'axe Y est horizontal et perpendiculaire à l'axe X ; un chiffre positif représente un emplacement à gauche de cet axe, vu à partir du point d'origine MLS et en direction du repère d'approche. L'axe Z est vertical ; un chiffre positif représente un emplacement au-dessus du point d'origine MLS. La courbure de la Terre n'est pas prise en compte pour déterminer les valeurs des coordonnées de point de cheminement.
2. La convention de codage est la suivante :
   Le bit de poids fort représente le signe :
   0 = positif
   1 = négatif.
   Les autres bits représentent la valeur absolue.
3. La convention de codage est la suivante :
   0 = non
   1 = oui.
   Le bit « coordonnée Y suit » est mis à ZÉRO (non) pour indiquer que la coordonnée Y du point de cheminement est de zéro. Dans ce cas, le champ de la coordonnée Y n'est pas utilisé. Le bit « coordonnée Z suit » est mis à ZÉRO (non) pour signaler que le point de cheminement est indiqué en deux dimensions ou qu'il se trouve sur une pente constante entre deux points de cheminement pour lesquels la coordonnée Z est émise. Dans les deux cas, le champ de la coordonnée Z n'est pas utilisé.
4. Pour coder ce champ, on utilise une valeur sans signe avec un décalage de –100 m. Une valeur égale à zéro dans ce champ représenterait donc une coordonnée Z de –100 m.
5. Les champs de données qui suivent l'identificateur de segment/champ suivant ne sont émis que dans certains cas. Le codage de l'identification de segment/champ suivant et l'utilisation des champs de données suivants sont définis au tableau A-17.
6. Les indices de point de cheminement résultent de la numérotation séquentielle de tous les points de cheminement de la base de données d'azimut d'approche ou de la base de données d'azimut arrière. Si le code du point de cheminement de seuil de la piste principale ne comprend que la hauteur de franchissement du seuil, ce point est omis de la séquence de numérotation des points de cheminement. Le champ d'indice de point de cheminement suivant se rapporte toujours à un indice inférieur à celui du point de cheminement actuel. Le champ d'indice d'approche interrompue se rapporte toujours à un indice supérieur à celui du point de cheminement actuel.

Tableau A-17. Identificateurs de segment/champ suivant
(voir § 3.11.4.8.3.2)

<table>
<tr><th colspan="4">Application</th><th rowspan="2">Identifi-cateur de segment/ champ suivant</th><th colspan="3">Champ(s) de données qui doit (doivent) suivre l'identificateur</th></tr>
<tr><th>Emplacement du point de cheminement suivant</th><th>Point de cheminement suivant partagé (Note 1)</th><th>Lié à une approche interrompue</th><th>Type de segment</th><th>Procédure d'approche</th><th>Procédure d'approche interrompue</th><th>Procédure de départ</th></tr>
<tr><td rowspan="4">N'importe lequel</td><td rowspan="2">Non</td><td rowspan="4">Non</td><td>Rectiligne</td><td>0</td><td colspan="3" rowspan="2">Coordonnée X du point de cheminement suivant</td></tr>
<tr><td>Courbe</td><td>1</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Oui</td><td>Rectiligne</td><td>2</td><td colspan="3" rowspan="2">1. Indice du point de cheminement suivant
2. Coordonnée X de premier point de cheminement de la procédure suivante</td></tr>
<tr><td>Courbe</td><td>3</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Seuil de la piste principale</td><td rowspan="5">Non</td><td>Non</td><td rowspan="2">Rectiligne</td><td>4</td><td>1. Hauteur du point de cheminement de seuil
2. Coordonnée X du premier point de cheminement de la procédure suivante</td><td colspan="2">Coordonnée X du premier point de cheminement de la procédure suivante</td></tr>
<tr><td>Oui</td><td>5</td><td>1. Hauteur du point de cheminement de seuil
2. Indice d'approche interrompue
3. Coordonnée X du premier point de cheminement de la procédure suivante</td><td colspan="2">Non autorisé (voir Note 3)</td></tr>
<tr><td rowspan="3">Aucun</td><td>Non</td><td>Aucun (voir Note 2)</td><td>6</td><td>1. Distance de l'azimut virtuel au point de cheminement
2. Coordonnée X du premier point de cheminement de la procédure suivante</td><td colspan="2">Coordonnée X du premier point de cheminement de la procédure suivante</td></tr>
<tr><td>Oui</td><td>Rectiligne jusqu'au premier point de cheminement d'approche interrompue</td><td>7</td><td>1. Distance de l'azimut virtuel au point de cheminement
2. Indice d'approche interrompue
3. Coordonnée X du premier point de cheminement de la procédure suivante</td><td colspan="2">Non autorisé (voir Note 3)</td></tr>
</table>

NOTES.—

1. Un point de cheminement partagé est un point de cheminement qui, dans la procédure en cours, n'est indiqué que par un indice de point de cheminement. Les coordonnées du point de cheminement sont indiquées explicitement dans une autre procédure.
2. Au-delà de ce point de cheminement, les renseignements de guidage sont fournis par rapport à la ligne droite qui, partant du point de cheminement actuel, est tangente à la trajectoire conduisant au point de cheminement. Dans le cas d'une procédure d'approche interrompue, cette ligne passe par le dernier point de cheminement d'approche.
3. Les valeurs 5 et 7, dans le champ de l'identificateur de segment/champ suivant, sont réservées aux procédures d'approche. Les procédures d'approche interrompue et de départ peuvent partager des points de cheminement d'approche qui utilisent ces valeurs, sans tenir compte des champs de données relatifs à la hauteur du point de cheminement de seuil, à la distance de l'azimut virtuel au seuil et à l'indice d'approche interrompue.

APPENDICE B. SPÉCIFICATIONS TECHNIQUES DÉTAILLÉES RELATIVES AU SYSTÈME MONDIAL DE NAVIGATION PAR SATELLITE (GNSS)

1. DÉFINITIONS

En réserve. Qualifie les bits, les mots ou les champs non attribués ni réservés, donc pouvant se prêter à une attribution future.

Note.— Tous les bits en réserve sont mis à zéro.

GBAS/E. Système de renforcement au sol avec diffusion de données VHF à polarisation elliptique.

GBAS/H. Système de renforcement au sol avec diffusion de données VHF à polarisation horizontale.

Récepteur. Sous-système qui reçoit les signaux du GNSS et comprenant un ou plusieurs capteurs.

Réservé. Qualifie les bits, les mots ou les champs non attribués mais destinés à l'utilisation exclusive d'une application GNSS donnée.

S_{max}**.** Puissance maximale du signal de données VHF (VBD) utile à l'entrée du récepteur VBD. Cette puissance à l'entrée du récepteur est calculée en soustrayant de l'intensité maximale du champ RF définie au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4, pour le signal VDB utile reçu par une antenne isotrope idéale moins la perte minimale liée au mode d'installation à bord. Elle est utilisée pour déterminer l'immunité des signaux VDB à l'égard du brouillage par des signaux sur canal adjacent (§ 3.6.8.2.2.6) ou par des signaux provenant de sources situées à l'extérieur de la bande 108,000 – 117,975 MHz (§ 3.6.8.2.2.8).

2. GÉNÉRALITÉS

Note.— Les spécifications techniques qui suivent complètent les dispositions du chapitre 3, § 3.7.

3. ÉLÉMENTS DU GNSS

3.1 Constellations de base

3.1.1 SERVICE DE LOCALISATION STANDARD (SPS) DU SYSTÈME MONDIAL DE POSITIONNEMENT (GPS) (L1 ET L5)

3.1.1.1 *ÉLÉMENTS NON EMBARQUÉS*

3.1.1.1.1 Caractéristiques radioélectriques (RF) du signal L1 en code d'acquisition grossière (C/A)

3.1.1.1.1.1 *Bruit de phase de la porteuse.* La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée L1 sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase ayant une largeur de bande passante de bruit de 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision de 0,1 radian (1 sigma).

3.1.1.1.1.2 *Rayonnement non essentiel.* Dans la largeur de bande du canal attribué, la puissance du rayonnement non essentiel dans la bande sera inférieure d'au moins 40 dB à la puissance de la porteuse L1 non modulée.

3.1.1.1.1.3 *Perte de corrélation.* La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation du signal L1 en code C/A et à la distorsion ne dépassera pas 0,6 dB pour toutes les générations de satellites GPS-II et 0,3 dB pour toutes les générations de satellites GPS-III.

Note.— La perte de puissance du signal est l'écart entre la puissance émise dans une bande attribuée et la puissance du signal récupérée par un récepteur sans bruit ni pertes et présentant une largeur de corrélation de 1 chip et la même bande passante.

3.1.1.1.1.4 *Génération et synchronisation du code (C/A) de L1.* Chaque séquence de code C/A $G_i(t)$ sera formée par somme modulo 2 des deux séquences linéaires de 1 023 bits G1 et $G2_i$. La séquence $G2_i$ sera formée en retardant la séquence G2 d'un nombre entier de chips. Les séquences G1 et G2 seront générées à l'aide de registres à décalage à 10 étages mettant en œuvre les polynômes suivants :

a) G1 : $X^{10} + X^3 + 1$;

b) G2 : $X^{10} + X^9 + X^8 + X^6 + X^3 + X^2 + 1$.

Le vecteur d'initialisation des séquences G1 et G2 sera « 1111111111 ». Les registres G1 et G2 seront cadencés à 1,023 MHz. La synchronisation du code C/A se fera conformément à la figure B-1 [1].

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les attributions des phases de code figurent dans l'IS-GPS-200K.

3.1.1.1.2 *Structure des données de L1.* Le message de navigation traditionnel (LNAV) sera mis en forme comme l'indique la figure B-2. Pour chaque page (figure B-6), le format de base sera une trame de 1 500 bits pouvant comprendre jusqu'à 5 sous-trames de 300 bits chacune. Tous les mots seront transmis en commençant par le bit de poids fort (MSB).

Note.— Les attributions de bits décrites pour les sous-trames 4 et 5 dans la figure B-6 s'appliquent uniquement aux satellites émettant les codes PRN 1 à 32. Voir l'IS-GPS-200K pour les attributions de bits des sous-trames 4 et 5 pour les satellites émettant les codes PRN 33 à 63.

3.1.1.1.2.1 *Structure des sous-trames.* Chaque sous-trame ou page de sous-trame débutera par un mot de télémesure (TLM), immédiatement suivi du mot de transfert (HOW). Viendront ensuite 8 mots d'information. Dans chaque trame, tous les mots contiendront 6 bits de parité. Le format des mots TLM et HOW sera conforme aux figures B-3 et B-4 respectivement.

3.1.1.1.2.2 *Fin/début de semaine.* Au passage d'une semaine à la suivante :

a) la pagination cyclique des sous-trames 1 à 5 recommencera systématiquement par la sous-trame 1, quelle que soit la sous-trame transmise en dernier avant le changement de semaine ;

b) la répétition des 25 pages des sous-trames 4 et 5 recommencera par la page 1 de chaque sous-trame, quelle que soit la page transmise en dernier avant le changement de semaine. Toutes les transitions (téléchargements et pages) s'effectueront aux points de délimitation des trames (c'est-à-dire modulo 30 secondes par rapport à l'instant du changement de semaine).

Note.— La transmission des nouvelles données des sous-trames 4 et 5 peut débuter avec n'importe laquelle des 25 pages de ces dernières.

1 Toutes les figures se trouvent à la fin du présent appendice.

3.1.1.1.2.3 *Bits de parité.* Les 6 bits de poids faible (LSB) des mots 1 à 10 des sous-trames 1 à 5 seront des bits de parité. De plus, les mots 2 et 10 contiendront 2 bits sans signification aux positions 23 et 24, toujours aux fins du contrôle de parité.

3.1.1.1.2.4 *Mot de télémesure (TLM).* Le mot TLM aura une longueur de 30 bits, sera émis toutes les 6 secondes dans la trame de données, et sera le premier mot de chaque sous-trame. Son format sera conforme à la figure B-3. Il se composera d'un préambule suivi de 16 bits réservés et de 6 bits de parité.

3.1.1.1.2.5 *Mot de transfert (HOW).* Le mot HOW aura une longueur de 30 bits et sera émis en deuxième position dans chaque sous-trame ou page, immédiatement après le mot TLM. Il sera émis toutes les 6 secondes dans la trame de données. Son format et son contenu seront conformes à la figure B-4. Le mot débutera par les 17 bits de poids fort du compte TOW. Ce dernier se composera des 19 bits de poids faible du compte Z de 29 bits (§ 3.1.1.2.6). Les 17 bits en question correspondront au compte TOW généré à l'impulsion de 1,5 s qui se produit au début (front avant) de la sous-trame suivante.

3.1.1.1.2.5.1 *Bit 18.* Sur les satellites désignés par le code de configuration 001, le bit 18 sera un indicateur d'alarme. Mis à 1, il signalera que l'erreur de distance pour l'utilisateur (URA) est sans doute plus grande que ce qu'indique la sous-trame 1 et que l'utilisateur emploie les données fournies par le satellite à ses risques et périls.

3.1.1.1.2.5.2 *Bit 19.* Le bit 19 sera réservé.

3.1.1.1.2.5.3 *Bits 20, 21 et 22*. Les bits 20, 21 et 22 du mot HOW constitueront l'identificateur de la sous-trame dans laquelle ce mot HOW est le deuxième mot. Cet identificateur pourra prendre les valeurs suivantes :

ID	*Code*
1	001
2	010
3	011
4	100
5	101

3.1.1.1.2.6 *Compteur Z du satellite.* Chaque satellite générera de manière interne une horloge à une cadence de 1,5 s qui contiendra une unité commode permettant de compter et de communiquer le temps de manière précise. Le temps ainsi défini s'appellera le compte Z. Ce compte sera fourni à l'utilisateur sous forme d'un nombre binaire de 29 bits composé de deux parties décrites dans les paragraphes suivants.

3.1.1.1.2.6.1 *Heure de la semaine (TOW).* Le nombre binaire constitué par les 19 bits de poids faible du compte Z représentera l'heure de la semaine (TOW) et il est, par définition, égal au nombre d'impulsions de 1,5 s générées depuis le dernier changement de semaine. Le compte TOW aura un cycle court, allant de 0 à 403 199 impulsions de 1,5 s (= une semaine complète), et il sera remis à zéro à la fin de chaque semaine. L'état 0 du compte TOW sera l'impulsion de 1,5 s qui coïncide avec le début de la semaine en cours. Une version tronquée du compte TOW, formée des 17 bits de poids fort, fera partie du mot de transfert (HOW) du train de données sur la liaison descendante L1 ; la figure B-5 précise le lien entre le compte TOW intégral et sa version tronquée dans le mot HOW.

Note.— L'impulsion de changement de semaine se produit (approximativement) à minuit le samedi, soit le dimanche à 0000 sur l'échelle UTC, qui a pour référence le méridien de Greenwich.

3.1.1.1.2.6.2 *Compte de semaines.* Les 10 bits de poids fort du compte Z formeront la représentation binaire du numéro séquentiel attribué à la semaine GPS en cours (modulo 1 024). La plage de valeurs s'étendra de 0 à 1 023. La valeur 0 coïncidera avec la semaine débutant par l'impulsion de 1,5 s générée (approximativement) à l'heure 0 UTC (§ 3.1.4). À l'expiration de la semaine GPS numéro 1 023, le compte reprendra à zéro. L'utilisateur tiendra compte des 1 024 semaines précédentes converties en dates du calendrier à partir du temps GPS.

3.1.1.1.3 *DESCRIPTION DES DONNÉES DE L1*

3.1.1.1.3.1 *Sous-trame 1. Données d'horloge et d'état de fonctionnement du satellite*. Les mots 3 à 10 de la sous-trame 1 contiendront les paramètres d'horloge et autres données spécifiés au tableau B-1. Les paramètres de chaque ensemble de données seront valides durant l'intervalle de temps pendant lequel ils sont transmis, et le resteront pendant un certain temps après le début de la transmission de l'ensemble de données suivant.

3.1.1.1.3.1.1 *Numéro de semaine.* Les 10 bits de poids fort du mot 3 seront formés des 10 bits de poids fort du compte Z sur 29 bits et représenteront le numéro de la semaine GPS en cours correspondant au début de l'intervalle de transmission des données. La semaine zéro sera désignée par les 10 bits à 0. Le numéro de semaine GPS sera incrémenté à chaque impulsion marquant le passage d'une semaine à la suivante.

3.1.1.1.3.1.2 *Précision de distance pour l'usager (URA).* Les bits 13 à 16 du mot 3 représenteront un indice URA, qui prescrit l'URA prévue du satellite, conformément au tableau B-2. L'URA à intégrité garantie (IAURA) sera la limite supérieure de la valeur de l'URA correspondant à l'indice URA, comme l'indique la dernière colonne du tableau B-2.

Note 1.— L'URA ne comprend pas l'erreur estimée due aux imprécisions du modèle de retard ionosphérique utilisant une seule fréquence.

Note 2.— L'URA est un indicateur statistique de la contribution à l'erreur de mesure de la distance (précisions apparentes de l'horloge et des prévisions des éphémérides) qu'il est possible d'attendre d'un satellite donné d'après les données historiques.

Note 3.— La valeur nominale de l'URA pour chaque indice URA est également indiquée dans le tableau B-2. La valeur nominale de l'URA peut être utilisée pour prédire la moyenne quadratique des erreurs de pseudodistance du signal électromagnétique à des fins de précision.

Tableau B-1. Paramètres de la sous-trame 1

Paramètre	*Nombre de bits***	*Échelle (LSB)*	*Plage effective****	*Unités*
N° de semaine	10	1		semaines
Précision du satellite	4			
État de fonctionnement du satellite	6	1		discrètes
T_{GD}	8*	2^{-31}		secondes
IODC	10			
t_{oc}	16	2^{4}	604 784	secondes
a_{f2}	8*	2^{-55}		secondes/seconde^2
a_{f1}	16*	2^{-43}		secondes/seconde
a_{f0}	22*	2^{-31}		secondes

* En complément à 2, le bit de signe (+ ou –) étant le bit de poids fort (MSB).
** Le détail de la séquence de bits est donné à la figure B-6.
*** Sauf indication contraire, c'est la limite supérieure de la plage de valeurs qui figure dans cette colonne.

Tableau B-2. Précision de distance pour l'usager

Indice URA	*URA (mètres)*	*URA nominale*	*IAURA correspondante*
0	0,00 < URA ≤ 2,40	2 m	2,40 m
1	2,40 < URA ≤ 3,40	2,8 m	3,40 m
2	3,40 < URA ≤ 4,85	4 m	4,85 m
3	4,85 < URA ≤ 6,85	5,7 m	6,85 m
4	6,85 < URA ≤ 9,65	8 m	9,65 m
5	9,65 < URA ≤ 13,65	11,3 m	13,65 m
6	13,65 < URA ≤ 24,00	16 m	24,00 m
7	24,00 < URA ≤ 48,00	32 m	48,00 m
8	48,00 < URA ≤ 96,00	64 m	96,00 m
9	96,00 < URA ≤ 192,00	128 m	192,00 m
10	192,00 < URA ≤ 384,00	256 m	384,00 m
11	384,00 < URA ≤ 768,00	512 m	768,00 m
12	768,00 < URA ≤ 1 536,00	1 024 m	1 536,00 m
13	1 536,00 < URA ≤ 3 072,00	2 048 m	3 072,00 m
14	3 072,00 < URA ≤ 6 144,00	4 096 m	6 144,00 m
15	6 144,00 < URA (ou aucune prédiction de précision n'est disponible – les utilisateurs du SPS sont informés qu'ils utilisent le satellite à leur propres risques)	Aucune prédiction de précision n'est disponible – les utilisateurs du SPS sont informés qu'ils utilisent le satellite à leurs propres risques	Sans objet

3.1.1.1.3.1.3 *État de fonctionnement.* Les 6 bits de l'indicateur d'état de fonctionnement du satellite émetteur seront les bits 17 à 22 du mot 3. Le bit de poids fort indiquera l'état de validité des données de navigation de la façon suivante :

a) 0 = toutes les données de navigation sont valides ;

b) 1 = certaines données de navigation ne sont pas valides.

Les 5 bits de poids faible préciseront l'état des composantes du signal conformément au tableau B-3. Les indications d'état de fonctionnement du satellite seront fournies suivant les capacités du satellite indiquées par le code de configuration spécifié à la page 25 de la sous-trame 4. Tout satellite qui ne possède pas une capacité donnée sera désigné comme fonctionnel si l'absence de cette capacité est inhérente à sa conception ou que le satellite a été configuré dans un mode qui convient au récepteur et qui ne nécessite pas la capacité en question. D'autres données d'état seront intégrées aux sous-trames 4 et 5.

Note.— Les données de la sous-trame 1 peuvent différer de celles des sous-trames 4 et/ou 5 d'autres satellites, puisque celles-ci ne sont pas forcément mises à jour au même moment.

Tableau B-3. Codes d'état de fonctionnement des composantes du signal du satellite

MSB				*LSB*	*Indication*
0	0	0	0	0	TOUS LES SIGNAUX SONT CORRECTS
1	1	1	0	0	LE SATELLITE EST TEMPORAIREMENT HORS SERVICE – Ne pas utiliser ce satellite durant ce passage
1	1	1	0	1	LE SATELLITE VA ÊTRE TEMPORAIREMENT HORS SERVICE – Utiliser les données avec circonspection
1	1	1	1	0	UN OU PLUSIEURS SIGNAUX SONT DÉFORMÉS*, MAIS LES PARAMÈTRES PERTINENTS DE L'URA SONT VALIDES
1	1	1	1	1	ANOMALIES MULTIPLES PRÉSENTES (autres que les anomalies ou conditions qui entraîneraient une des deux pannes temporaires de satellite telles que codifiées ci-dessus)
Toutes les autres combinaisons					LE SATELLITE A DU MAL À MODULER CONVENABLEMENT LE CODE ET/OU À TRANSMETTRE LES SIGNAUX À LA PUISSANCE VOULUE. L'utilisateur peut ne pas être en mesure d'acquérir le satellite ou peut avoir du mal à poursuivre le satellite après acquisition.

* Déformé signifie qu'un ou plusieurs signaux ne répondent pas aux exigences de la norme IS-GPS-200K, section 3.

3.1.1.1.3.1.4 *Identification des données d'horloge (IODC).* Les bits 23 et 24 du mot 3 de la sous-trame 1 seront les 2 bits de poids fort du terme IODC, composé de 10 bits ; ses 8 bits de poids faible seront les bits 1 à 8 du mot 8 de la sous-trame 1. Le terme IODC représentera le numéro d'émission de l'ensemble de données. Il sera différent de toutes les valeurs transmises par le satellite au cours des 7 jours précédents.

Note.— La relation entre les termes IODC et IODE (identification des éphémérides) est précisée au § 3.1.1.1.3.2.2.

3.1.1.1.3.1.5 *Temps de propagation de groupe différentiel estimé.* Les bits 17 à 24 du mot 7 représenteront le terme correctif T_{GD} qui tient compte de l'effet du temps de propagation de groupe différentiel du satellite.

Note.— Le terme T_{GD} ne comprend aucune erreur sur le temps de propagation relative de groupe entre le code C/A et le code P(Y).

3.1.1.1.3.1.6 *Paramètres de correction d'horloge du satellite.* Les bits 9 à 24 du mot 8, 1 à 24 du mot 9 et 1 à 22 du mot 10 représenteront les paramètres permettant aux usagers d'appliquer la correction d'horloge du satellite (t_{oc}, a_{f2}, a_{f1}, a_{f0}).

3.1.1.1.3.1.7 *Champs de données réservés*. Le tableau B-4 indique les champs de données réservés. Tous ces champs contiendront des séquences de bits respectant la parité de chaque mot.

3.1.1.1.3.2 *Sous-trames 2 et 3 – éphémérides satellitaires.* Les sous-trames 2 et 3 contiendront les éphémérides du satellite émetteur.

3.1.1.1.3.2.1 *Paramètres d'éphémérides.* Les paramètres d'éphémérides sont décrits au tableau B-5. Pour chaque paramètre des sous-trames 2 et 3, le nombre de bits, l'échelle correspondant au bit de poids faible, la plage de valeurs et les unités dans lesquelles s'expriment les grandeurs seront conformes au tableau B-6.

3.1.1.1.3.2.2 *Identification des éphémérides (IODE).* Le terme IODE sera un nombre de 8 bits égal aux 8 bits de poids faible du terme IODC, constitué de 10 bits, de l'ensemble de données considéré. Le terme IODE sera émis dans les sous-trames 2 et 3 afin de permettre une comparaison avec les 8 bits de poids faible du terme IODC de la sous-trame 1. Chaque fois que ces trois termes différeront entre eux du fait de la transmission d'un nouvel ensemble de données, de nouvelles données seront recueillies. Le terme IODE sera différent de toutes les valeurs transmises par le satellite au cours des six heures précédentes (*Note 1*). Toute modification des données des sous-trames 2 et 3 s'accompagnera de la modification de leurs mots IODE respectifs. La modification des nouveaux ensembles de données ne s'effectuera qu'au passage d'une heure à la suivante, exception faite du premier ensemble de données d'un nouveau téléchargement. De plus, la valeur t_{oe}, pour au moins le premier ensemble de données transmis par le satellite après un téléchargement, sera différente de celle transmise avant la modification (*Note 2*).

Tableau B-4. Champs de données réservés de la sous-trame 1

Mot	Bit
3	11 – 12
4	1 – 24
5	1 – 24
6	1 – 24
7	1 – 16

Tableau B-5. Données d'éphémérides

M_0	Anomalie moyenne au temps de référence
Δn	Différence entre le déplacement moyen et la valeur calculée
e	Excentricité
$\sqrt{A}$	Racine carrée du demi-grand axe
$OMEGA_0$	Longitude du nœud ascendant du plan orbital (sur impulsion de changement de semaine)
i_0	Inclinaison au temps de référence
ω	Périgée
OMEGADOT	Taux de variation de l'ascension droite
iDOT	Taux de variation de l'inclinaison
C_{uc}	Amplitude de la composante cosinusoïdale de la correction en latitude
C_{us}	Amplitude de la composante sinusoïdale de la correction en latitude
C_{rc}	Amplitude de la composante cosinusoïdale de la correction en rayon orbital
C_{rs}	Amplitude de la composante sinusoïdale de la correction en rayon orbital
C_{ic}	Amplitude de la composante cosinusoïdale de la correction en inclinaison
C_{is}	Amplitude de la composante sinusoïdale de la correction en inclinaison
t_{oe}	Temps de référence des éphémérides
IODE	Identification des éphémérides

Tableau B-6. Paramètres d'éphémérides

Paramètre	*Nombre de bits***	*Échelle (LSB)*	*Plage effective****	*Unités*
IODE	8			
C_{rs}	16*	2^{-5}		mètres
Δn	16*	2^{-43}		demi-cercles/s
M_0	32*	2^{-31}		demi-cercles
C_{uc}	16*	2^{-29}		radians
e	32	2^{-33}	0,03	sans dimension
C_{us}	16*	2^{-29}		radians
$\sqrt{A}$	32	2^{-19}	de 2 530 à 8 192	mètres$^{1/2}$
t_{oe}	16	2^{4}	604 784	secondes
C_{ic}	16*	2^{-29}		radians
$OMEGA_0$	32*	2^{-31}		demi-cercles
C_{is}	16*	2^{-29}		radians
i_0	32*	2^{-31}		demi-cercles
C_{rc}	16*	2^{-5}		mètres
ω	32*	2^{-31}		demi-cercles
OMEGADOT	24*	2^{-43}	-6.33×10^{-7} à 0	demi-cercles/s
iDOT	14*	2^{-43}		demi-cercles/s

* En complément à 2, le bit de signe (+ ou –) étant le bit du poids fort.
** Le détail de la séquence de bits est donné à la figure B-6.
*** Sauf indication contraire, c'est la limite supérieure de la plage de valeurs qui figure dans cette colonne, soit la valeur maximale pouvant être atteinte, compte tenu du nombre de bits et de l'échelle indiqués.

Note 1.— Les termes IODE et IODC permettent au récepteur de détecter toute modification des paramètres d'éphémérides ou d'horloge.

Note 2.— Au cours d'une heure donnée, le premier ensemble de données peut changer (§ 3.1.1.1.2.2) à n'importe quel moment ; il peut donc être transmis par le satellite pendant moins d'une heure.

3.1.1.1.3.2.3 *Intervalles d'ajustement des courbes.* Le bit 17 du mot 10 de la sous-trame 2 sera un indicateur d'« intervalle d'ajustement » qui indique l'intervalle d'ajustement de la courbe utilisé pour déterminer les paramètres d'éphémérides, comme suit :

0 = 4 heures,
1 = plus de 4 heures.

Un indicateur d'intervalle d'ajustement de zéro (0) indique que le satellite est en fonctionnement normal. Un indicateur d'intervalle d'ajustement de un (1) indique que le satellite fonctionne avec un intervalle élargi à court ou à long terme.

3.1.1.1.3.3 *Sous-trames 4 et 5 – données auxiliaires.* Les deux sous-trames 4 et 5 seront sous-commutées 25 fois chacune. Mis à part les éventuelles pages « réservées » et les répétitions explicites, chaque page contiendra des données différentes dans les mots 3 à 10. Les sous-trames 4 et 5 contiendront les données énumérées dans le tableau B-7.

Note.— Les sous-trames 4 et 5 des satellites diffusant les codes PRN 1 à 32 contiennent des données d'almanach et d'état de fonctionnement pour 32 satellites. Les sous-trames 4 et 5 des satellites diffusant les codes PRN 33 à 63 contiennent des données d'almanach et d'état de fonctionnement pour seulement 31 satellites. Voir l'IS-GPS-200K pour plus de détails sur le contenu et les attributions de bits des données dans les sous-trames 4 et 5.

Tableau B-7. Données des sous-trames 4 et 5

Sous-trame	*Page(s)*	*Données*
4	1, 6, 11, 16 et 21	Réservées
	2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 et 10*	Données d'almanach
	12, 19, 20, 22, 23 et 24	Réservées
	13	NMCT**
	14 et 15	Réservées à l'usage du système
	17	Messages spéciaux**
	18	Données ionosphériques et UTC
	25	Indicateurs A-S/configurations du satellite et état de fonctionnement du satellite
5	1 à 24	Données d'almanach
	25	Données sur l'état de fonctionnement du satellite

* La page 10 de la sous-trame 4 n'est envoyée que par les satellites qui diffusent les codes PRN 1 à 32 (et contiendra des données d'almanach pour le PRN 32) ; elle n'est pas utilisée par les satellites qui diffusent les codes PRN 33 à 63.
** Page non destinée à l'aviation.

3.1.1.1.4 *CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES (RF) DU SIGNAL L5*

3.1.1.1.4.1 *Bruit de phase de la porteuse*. La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée L5 sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase ayant une largeur de bande passante de bruit de 10 Hz peut suivre la porteuse avec une précision de 0,1 radian en moyenne quadratique.

3.1.1.1.4.2 *Rayonnement non essentiel.* Dans la largeur de bande du canal attribué, la puissance du rayonnement non essentiel dans la bande sera inférieure d'au moins 40 dB à la puissance de la porteuse L5 non modulée.

3.1.1.1.4.3 *Perte de corrélation.* La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation du signal L5 et à la distorsion ne dépassera pas 0,6 dB.

Note.— La perte de puissance du signal est l'écart entre la puissance émise dans une bande attribuée et la puissance du signal récupérée par un récepteur sans bruit ni pertes et présentant une largeur de corrélation de 1 chip et la même bande passante.

3.1.1.1.4.4 *Composantes de la porteuse L5.* L5 aura deux composantes porteuses modulées par des trains de bits distincts : le code I5 et le code Q5 (voir le tableau B-8).

Tableau B-8. Phase du signal composite L5 transmise**

*Phase nominale du signal composite L5**	*État du code*	
	I5	Q5
0°	0	0
-90°	1	0
+90°	0	1
180°	1	1

* Par rapport à l'état de code 0, 0 avec des angles positifs en avance de phase et des angles négatifs en retard de phase.
** Basé sur le signal composite de deux composantes de la porteuse L5 à la même puissance.

3.1.1.1.4.4.1 Les porteuses I5 et Q5 seront en quadrature de phase (dans une fourchette de ±100 milliradians) et la porteuse Q5 sera déphasée de 90 degrés par rapport à la porteuse I5.

3.1.1.1.4.5 *Génération de code.* Pour les porteuses en code I5 et Q5, les séquences de code $I5_i(t)$ et $Q5_i(t)$ seront constituées chacune de l'addition modulo 2 de deux séquences de bits étendues, cadencées à 10,23 MHz, XA(t) et $XBI_i(nI_i, t)$ ou XA(t) et $XBQ_i(nQ_i, t)$, où nI_i et nQ_i sont les états initiaux de XBI_i et XBQ_i pour le satellite i.

3.1.1.1.4.5.1 Le code XA sera un code d'une longueur de 8 190 qui, à l'état initial, sera constitué uniquement de « 1 » et qui sera écourté 1 chip avant sa fin naturelle et redémarré pour fonctionner sur une période d'une milliseconde (synchronisé avec le code C/A de la fréquence L1) pour un total de 10 230 chips.

3.1.1.1.4.5.2 Les codes XBI_i et XBQ_i auront une longueur de 8 191 et des états initiaux conformes aux spécifications de l'IS-GPS-705F, tableaux 3-Ia et Ib. Les codes XBI_i et XBQ_i ne seront pas écourtés et seront redémarrés pour fonctionner sur une période d'une milliseconde, pour un total de 10 230 chips.

3.1.1.1.4.5.3 Les polynômes générateurs pour les codes XA et XBI_i et XBQ_i seront les suivants :

a) XA : $X^{13} + X^{12} + X^{10} + X^9 + 1$;

b) XBI_i et XBQ_i : $X^{13} + X^{12} + X^8 + X^7 + X^6 + X^4 + X^3 + X + 1$.

Note.— Des détails supplémentaires sur les attributions de phases de codes figurent dans le document exposant les spécifications d'interface GPS, l'IS-GPS-705F.

3.1.1.1.4.6 *Modulation des données de navigation.* Le train de bits de données de navigation (CNAV) de L5 sera codé à raison de 2 symboles par bit, selon un codage à convolution de longueur de contrainte 7, afin de générer 100 symboles par seconde (symb/s). Ces 100 symb/s seront ensuite modulés (addition modulo 2) avec le code Neuman-Hofman à 10 bits « 0000110101 » cadencé à 1 kHz. On procède ensuite à l'addition modulo 2 de la séquence de symboles qui en résulte et du code PRN I5, addition qui est utilisée pour moduler la porteuse L5 en phase.

3.1.1.1.4.7 *Synchronisation du signal*. Le code XA sera synchronisé avec le code C/A de la fréquence L1. Les codes XBI_i et XBQ_i seront synchronisés avec le code XA.

3.1.1.1.4.8 *Temps de propagation de groupe différentiel.* La valeur absolue du temps de propagation différentiel moyen entre les signaux L1 et L5 rayonnés ne dépassera pas 30,0 nanosecondes. La variation totale autour de la moyenne (variations aléatoires plus non aléatoires) ne dépassera pas 3,0 nanosecondes (probabilité de 95 %).

Note.— Les corrections entre signaux (ISC) sont fournies dans les données de navigation en vue de tenir compte du biais induit par le temps de propagation différentiel.

3.1.1.1.5 *STRUCTURE DES DONNÉES DE L5*

3.1.1.1.5.1 *Correction d'erreur sans circuit de retour.* Le train de bits CNAV de L5 sera assorti d'un codage à convolution cadencé à 1/2 avec un code de correction d'erreur sans circuit de retour (FEC) d'une longueur de contrainte 7.

3.1.1.1.5.2 *Structure des données de navigation.* Les données CNAV de L5 seront fournies dans un ensemble de messages de six secondes et de 300 bits de long.

3.1.1.1.5.2.1 Chaque message contiendra un bloc de parité à contrôle de redondance cyclique (CRC) de 24 bits protégeant le message complet de 300 bits.

3.1.1.1.5.2.2 Chaque message sera composé des champs ordonnés suivants : un préambule de 8 bits (« 10001011 »), le code PRN à 6 bits du satellite émetteur, une ID de type de message à 6 bits (allant de 0 à 63), le message à 17 bits indiquant le temps de la semaine (TOW), un indicateur d'alarme à 1 bit (bit 38), le champ de données (238 bits) et le bloc de parité CRC à 24 bits.

3.1.1.1.5.2.3 La valeur TOW multipliée par 6 donnera l'heure du satellite en secondes au début du message de 6 secondes suivant.

3.1.1.1.5.2.4 Le bit 38 sera un « indicateur d'alarme » où la valeur « 1 » indique que les composantes de l'URA du signal pourraient être plus mauvaises que ce qui est indiqué dans les types de message associés et que l'utilisation de ce signal se fait aux risques de l'utilisateur.

3.1.1.1.6 *TENEUR DES DONNÉES (CNAV) DIFFUSÉES SUR L5*

3.1.1.1.6.1 *Types de messages CNAV*. Les données CNAV diffusées sur L5 contiendront les types de messages énumérés dans le tableau B-9.

Note.— Voir l'IS-GPS-705F pour plus de détails sur la teneur et l'application des données contenues dans chaque type de message.

Tableau B-9. Types de messages CNAV

Type de message	Teneur
0	Message par défaut (vide)
10	Éphémérides, précision, paramètres d'état de fonctionnement
11	Éphémérides, précision, paramètres d'état de fonctionnement
30	Horloge, précision, ionosphère, temps de propagation de groupe du satellite
31	Horloge, précision, almanach du satellite
32	Horloge, précision, paramètres d'orientation du satellite par rapport à la Terre
33	Horloge, précision, paramètres UTC du satellite
34	Horloge, précision, paramètres de correction différentielle du satellite
35	Horloge, précision, décalage temporel GPS/GNSS du satellite
36	Horloge, précision, messages textes du satellite
37	Horloge, précision, ensemble complet des paramètres d'almanach du satellite

3.1.1.1.6.2 Le message de type 10 contiendra la composante dépendante de l'angle de site (ED) de l'indice de précision de distance pour l'usager (URA_{ED}) qui correspond à l'erreur maximale dépendante de l'angle de site attendue pour l'ajustement de courbe d'éphémérides à l'heure courante, pour le pire emplacement à l'intérieur de l'empreinte du satellite.

Note.— Au meilleur emplacement dans l'empreinte du satellite (c'est-à-dire nominalement directement sous le satellite le long de son vecteur nadir), l'URA_{ED} correspondante est égale à zéro (voir le tableau B-10).

3.1.1.1.6.3 Les messages de types 30 à 37 contiendront les indices des composantes non dépendantes de l'angle de site (NED) de l'URA : l'indice URA_{NED0}, l'indice URA_{NED1} et l'indice URA_{NED2}, respectivement, pour le satellite émetteur.

La valeur de l'URA_{NED0} sera liée à l'indice URA_{NED0} selon le tableau B-11.

La valeur de l'URA_{NED1} sera liée à l'indice URA_{NED1} comme suit :

$$URA_{NED1} = \frac{1}{2^N}$$

où

N = 14 + indice URA_{NED1}

La valeur de l'URA_{NED2} sera liée à l'indice URA_{NED2} comme suit :

$$URA_{NED2} = \frac{1}{2^N}$$

où

N = 28 + indice URA_{NED2}

Note.— L'*URA_{ED}, l'URA_{NED0}, l'URA_{NED1} et l'URA_{NED2} sont utilisées pour calculer l'URA à intégrité garantie (IAURA).*

Tableau B-10. Précision de distance pour l'usager dépendante de l'angle de site URA_{ED}

Indice URA_{ED}	*URA_{ED} (m)*
15	6 144,00 < URA_{ED} (prédiction de précision non disponible)
14	3 072,00 < URA_{ED} ≤ 6 144,00
13	1 536,00 < URA_{ED} ≤ 3 072,00
12	768,00 < URA_{ED} ≤ 1 536,00
11	384,00 < URA_{ED} ≤ 768,00
10	192,00 < URA_{ED} ≤ 384,00
9	96,00 < URA_{ED} ≤ 192,00
8	48,00 < URA_{ED} ≤ 96,00
7	24,00 < URA_{ED} ≤ 48,00
6	13,65 < URA_{ED} ≤ 24,00

Indice URA_{ED}	*URA_{ED} (m)*
5	$9,65 < URA_{ED} \leq 13,65$
4	$6,85 < URA_{ED} \leq 9,65$
3	$4,85 < URA_{ED} \leq 6,85$
2	$3,40 < URA_{ED} \leq 4,85$
1	$2,40 < URA_{ED} \leq 3,40$
0	$1,70 < URA_{ED} \leq 2,40$
-1	$1,20 < URA_{ED} \leq 1,70$
-2	$0,85 < URA_{ED} \leq 1,20$
-3	$0,60 < URA_{ED} \leq 0,85$
-4	$0,43 < URA_{ED} \leq 0,60$
-5	$0,30 < URA_{ED} \leq 0,43$
-6	$0,21 < URA_{ED} \leq 0,30$
-7	$0,15 < URA_{ED} \leq 0,21$
-8	$0,11 < URA_{ED} \leq 0,15$
-9	$0,08 < URA_{ED} \leq 0,11$
-10	$0,06 < URA_{ED} \leq 0,08$
-11	$0,04 < URA_{ED} \leq 0,06$
-12	$0,03 < URA_{ED} \leq 0,04$
-13	$0,02 < URA_{ED} \leq 0,03$
-14	$0,01 < URA_{ED} \leq 0,02$
-15	$URA_{ED} \leq 0,01$
-16	Prédiction de précision non disponible

Tableau B-11. Précision de distance pour l'usager non dépendante de l'angle de site URA_{NED0}

Indice URA_{NED0}	URA_{NED0} (m)
15	$6\,144,00 < URA_{NED0}$ (prédiction de précision non disponible)
14	$3\,072,00 < URA_{NED0} \leq 6\,144,00$
13	$1\,536,00 < URA_{NED0} \leq 3\,072,00$
12	$768,00 < URA_{NED0} \leq 1\,536,00$
11	$384,00 < URA_{NED0} \leq 768,00$
10	$192,00 < URA_{NED0} \leq 384,00$
9	$96,00 < URA_{NED0} \leq 192,00$

Indice URA_{NED0}	URA_{NED0} (m)
8	$48,00 < URA_{NED0} \leq 96,00$
7	$24,00 < URA_{NED0} \leq 48,00$
6	$13,65 < URA_{NED0} \leq 24,00$
5	$9,65 < URA_{NED0} \leq 13,65$
4	$6,85 < URA_{NED0} \leq 9,65$
3	$4,85 < URA_{NED0} \leq 6,85$
2	$3,40 < URA_{NED0} \leq 4,85$
1	$2.40 < URA_{NED0} \leq 3,40$
0	$1,70 < URA_{NED0} \leq 2,40$
-1	$1,20 < URA_{NED0} \leq 1,70$
-2	$0,85 < URA_{NED0} \leq 1,20$
-3	$0,60 < URA_{NED0} \leq 0,85$
-4	$0,43 < URA_{NED0} \leq 0,60$
-5	$0,30 < URA_{NED0} \leq 0,43$
-6	$0,21 < URA_{NED0} \leq 0,30$
-7	$0,15 < URA_{NED0} \leq 0,21$
-8	$0,11 < URA_{NED0} \leq 0,15$
-9	$0,08 < URA_{NED0} \leq 0,11$
-10	$0,06 < URA_{NED0} \leq 0,08$
-11	$0,04 < URA_{NED0} \leq 0,06$
-12	$0,03 < URA_{NED0} \leq 0,04$
-13	$0,02 < URA_{NED0} \leq 0,03$
-14	$0,01 < URA_{NED0} \leq 0,02$
-15	$URA_{NED0} \leq 0,01$
-16	Prédiction de précision non disponible

3.1.1.2 DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR APPLICATIONS DE DONNÉES

Note.— La présente section précise les relations entre les paramètres contenus dans les messages de données. Elle contient la définition des paramètres qui ne sont pas transmis ; ces paramètres sont toutefois utilisés par les éléments embarqués ou non embarqués et définissent des termes appliqués pour déterminer la solution de navigation et son intégrité.

3.1.1.2.1 *PROTOCOLES GPS POUR LES UTILISATEURS DE LA FRÉQUENCE UNIQUE L1*

3.1.1.2.1.1 *Algorithme de parité*. Les algorithmes GPS de contrôle de parité sont définis au tableau B-12.

Tableau B-12. Algorithmes de génération des codes de parité

$D_1 = d_1 \oplus D^*_{30}$

$D_2 = d_2 \oplus D^*_{30}$

$D_3 = d_3 \oplus D^*_{30}$

•

•

•

•

$D_{24} = d_{24} \oplus D^*_{30}$

$D_{25} = D^*_{29} \oplus d_1 \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{20} \oplus d_{23}$

$D_{26} = D^*_{30} \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{18} \oplus d_{19} \oplus d_{21} \oplus d_{24}$

$D_{27} = D^*_{29} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_7 \oplus d_8 \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{19} \oplus d_{20} \oplus d_{22}$

$D_{28} = D^*_{30} \oplus d_2 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{20} \oplus d_{21} \oplus d_{23}$

$D_{29} = D^*_{30} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{21} \oplus d_{22} \oplus d_{24}$

$D_{30} = D^*_{29} \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{13} \oplus d_{15} \oplus d_{19} \oplus d_{22} \oplus d_{23} \oplus d_{24}$

où :

$D_1, D_2, D_3, \ldots D_{29}, D_{30}$ sont les bits transmis par le satellite ;
$D_{25}, \ldots D_{30}$ sont les bits de contrôle de parité ;
$d_1, d_2, \ldots d_{24}$ sont les bits des données source ;
$\oplus$ désigne l'opération « somme modulo 2 » ou « OU exclusif » ;
Le symbole (*) désigne les deux derniers bits du mot précédent de la sous-trame.

3.1.1.2.1.2 *Paramètres de correction d'horloge du satellite*. Le temps système du GPS (t) est défini comme suit :

$$t = t_{sv} - (\Delta t_{sv})_{L1}$$

où :

t = temps du système GPS (corrigé pour tenir compte des changements de semaine) ;
t_{sv} = temps du satellite à la transmission du message ;
$(\Delta t_{sv})_{L1}$ = déphasage du code PRN du satellite ;
$(\Delta t_{sv})_{L1} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r - T_{GD}$

où :

a_{f0}, a_{f1}, a_{f2} et t_{oc}, sont contenus dans la sous-trame 1
Δt_r = correction relativiste (en secondes)
$\Delta t_r = Fe \sqrt{A} \sin E_k$

où :

(e, A) sont contenus dans les sous-trames 2 et 3
E_k est défini au tableau B-13

$$F = \frac{-2(\mu)^{1/2}}{c^2} = -4{,}442807633(10)^{-10} s/m^{1/2}$$

où :

μ = paramètre gravitationnel universel du WGS-84 ($3{,}986005 \times 10^{14}$ m^3/s^2)
c = vitesse de la lumière dans le vide ($2{,}99792458 \times 10^8$ m/s)

Note.— La valeur de t a pour but de tenir compte des changements de semaine. Si la quantité $t–t_{oc}$ est supérieure à 302 400 s, il faut soustraire 604 800 secondes de t. Si la quantité $t–t_{oc}$ est inférieure à –302 400 s, il faut ajouter 604 800 secondes à t.

3.1.1.2.1.3 *Position du satellite.* La position courante du satellite (X_k, Y_k, Z_k) est définie dans le tableau B-13.

3.1.1.2.1.4 *Correction du retard ionosphérique.* Le paramètre de correction du retard ionosphérique ($T_{iono,L1}$) est défini comme suit :

$$T_{iono,L1} = \begin{cases} F \times \left[5{,}0 \times 10^{-9} + AMP\left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right)\right], & |x| < 1{,}57 \\ F \times (5{,}0 \times 10^{-9}) + & |x| \geq 1{,}57 \end{cases} \text{ (secondes)}$$

où

$$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \phi_{m,}^n & AMP \geq 0 \\ \text{si } AMP < 0, & AMP = 0 \end{cases} \text{ (secondes)}$$

$$x = \frac{2\pi(t\text{-}50\ 400)}{PER}, \text{ (radians)}$$

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \beta_n \phi_{m,}^n & PER \geq 72\ 000 \\ \text{si } PER < 72\ 000, & PER = 72\ 000 \end{cases} \text{ (secondes)}$$

$F = 1{,}0 + 16{,}0[0{,}53 - E]^3$

α_n et β_n sont les mots d'information transmis par le satellite (n = 0, 1, 2 ou 3)

$\phi_m = \phi_i + 0{,}064 \cos(\lambda_i - 1{,}617)$ (demi-cercles)

$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos\phi_i}$ (demi-cercles)

$\bar{\phi}_i = \phi_u + \psi \cos A$ (demi-cercles)

$$\phi_i = \begin{cases} \phi_i = \bar{\phi}_i \text{ si } |\bar{\phi}_i| \leq 0{,}416 \\ \phi_i = +0{,}416 \text{ si } \bar{\phi}_i > 0{,}416, \\ \phi_i = -0{,}416 \text{ si } \bar{\phi}_i < -0{,}416 \end{cases} \text{(demi-cercles)}$$

$$\psi = \frac{0{,}0137}{E+0{,}11} - 0{,}022 \text{ (demi-cercles)}$$

t = $4{,}32 \times 10^4\ \lambda_i$ + temps GPS (secondes) où : $0 \leq t < 86\,400$,
donc : si $t \geq 86\,400$ secondes, soustraire 86 400 secondes ;
si $t < 0$ secondes, ajouter 86 400 secondes.

E = angle de site du satellite

3.1.1.2.1.4.1 Voici les termes permettant de calculer le retard ionosphérique :

a) Termes transmis par le satellite

α_n = coefficients de l'équation du troisième degré donnant la composante verticale du retard (4 coefficients = 8 bits chacun) tirés de la page 18 de la sous-trame 4.
β_n = coefficients de l'équation du troisième degré donnant la période du modèle (4 coefficients = 8 bits chacun) tirés de la page 18 de la sous-trame 4.

b) Termes générés par le récepteur

E = angle de site entre l'usager et le satellite (en demi-cercles)
A = angle d'azimut entre l'usager et le satellite, mesuré dans le sens des aiguilles d'une montre à partir du nord vrai (en demi-cercles)
ϕ_u = latitude géodésique de l'usager (en demi-cercles) selon le WGS-84
λ_u = longitude géodésique de l'usager (en demi-cercles) selon le WGS-84
Temps GPS = temps système calculé par le récepteur

c) Termes calculés

x = phase (radians)
F = facteur d'obliquité (sans dimension)
t = heure locale (en secondes)
ϕ_m = latitude géomagnétique de la projection à la surface de la Terre du point d'intersection ionosphérique (pour une hauteur ionosphérique moyenne de 350 km) (en demi-cercles)
λ_i = longitude géomagnétique de la projection à la surface de la Terre du point d'intersection ionosphérique (en demi-cercles)
ϕ_i = latitude géomagnétique de la projection à la surface de la Terre du point d'intersection ionosphérique (en demi-cercles)
ψ = angle au centre de la Terre entre la position de l'usager et la projection à la surface de la Terre du point d'intersection ionosphérique (en demi-cercles)

Tableau B-13. Éléments des systèmes de coordonnées

$A = \left(\sqrt{A}\right)^2$	Demi-grand axe
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$	Déplacement moyen calculé
$t_k = t - t_{oe}$	Temps écoulé depuis l'impulsion de référence des éphémérides*
$n = n_0 + \Delta n$	Déplacement moyen corrigé
$M_k = M_0 + nt_k$	Anomalie moyenne
$M_k = E_k - e \sin E_k$	Formule de Kepler donnant l'anomalie excentrique (peut être résolue par itération)
$v_k = tg^{-1}\left\{\frac{\sin v_k}{\cos v_k}\right\} = tg^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k/(1-e\cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1-e\cos E_k)}\right\}$	Anomalie réelle
$E_k = \cos^{-1}\left\{\frac{e+\cos v_k}{1+e\cos v_k}\right\}$	Anomalie excentrique
$\phi_k = v_k + \omega$	Latitude
	Perturbations de deuxième harmonique
$\delta u_k = C_{us} \sin 2\phi_k + C_{uc} \cos 2\phi_k$	Correction en latitude
$\delta r_k = C_{rc} \sin 2\phi_k + C_{rs} \sin 2\phi_k$	Correction en rayon
$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\phi_k + C_{is} \sin 2\phi_k$	Correction d'inclinaison
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Latitude corrigée
$r_k = A(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Rayon corrigé
$i_k = i_0 + \delta i_k + (iDOT)t_k$	Inclinaison corrigée
$\left.\begin{array}{l} x'_k = r_k \cos u_k \\ y'_k = r_k \sin u_k \end{array}\right\}$	Positions dans le plan orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \Omega_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Longitude corrigée du nœud ascendant
$\left.\begin{array}{l} x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ y_k = x'_k \sin \Omega_k - y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ z_k = y'_k \sin i_k \end{array}\right\}$	Coordonnées géocentriques à axes fixes

* t est le temps système GPS au moment de l'émission, corrigé pour le temps de propagation (distance/vitesse de la lumière). De plus, t_k est l'écart total entre le temps t et l'instant de l'impulsion t_{oe}, avec prise en compte des changements de semaine (si t_k est supérieur à 302 400 secondes, lui soustraire 604 800 secondes ; si t_k est inférieur à –302 400 secondes, lui ajouter 604 800 secondes).

3.1.1.2.2 *PROTOCOLES GPS POUR LES UTILISATEURS DE LA FRÉQUENCE UNIQUE (L5) ET DE LA DOUBLE FRÉQUENCE (L1/L5)*

3.1.1.2.2.1 *Algorithme de parité.* Le CRC appliqué à la CNAV sera calculé vers l'aval en utilisant 0 comme valeur initiale. La séquence de 24 bits (p1, p2,..., p24) sera générée à partir de la séquence de bits d'information (m1, m2,..., m276) en utilisant le polynôme générateur suivant :

$$g(X) = \sum_{i=0}^{24} g_i X^i$$

où g_i = 1 pour 0, 1, 3, 4, 5, 6, 7, 10, 11, 14, 17, 18, 23, 24, et
0 : dans les autres cas.

Note.— Voir l'IS-GPS-705F pour plus de détails sur l'algorithme de parité pour la CNAV.

3.1.1.2.2.2 *Correction d'horloge du satellite*. La section 3.1.1.2.1.2 s'appliquera.

Note.— Des conditions supplémentaires s'appliquent à la correction d'horloge du satellite pour les utilisateurs de la fréquence unique L5 et pour les utilisateurs de la double fréquence L1/L5, comme il est indiqué au § 3.1.1.2.2.5.

3.1.1.2.2.3 *Position du satellite.* La position courante du satellite (X_k, Y_k, Z_k) sera calculée comme indiqué dans le tableau B-14.

Note.— Les paramètres d'éphémérides t_{oe}, ΔA, $\dot{A}$, Δn_0, $\Delta \dot{n}_0$, M_{0-n}, e_n, ω_n, Ω_{0-n}, $\Delta\dot{\Omega}$, i_{0-n}, $\dot{i}_{0-n}$, C_{is-n}, C_{ic-n}, C_{rs-n}, C_{rc-n}, C_{us-n}, et C_{uc-n}, sont fournis dans les messages CNAV de types 10 et 11.

3.1.1.2.2.4 *Précision de distance pour l'usager à intégrité garantie (IAURA)*

3.1.1.2.2.4.1 *IAURA composite.* La valeur composite de l'IAURA sera la résultante quadratique (RSS) d'une composante dépendante de l'angle de site (ED) et d'une composante non dépendante de l'angle de site (NED).

$$IAURA = \sqrt{(IAURA_{ED}\ ajustée)^2 + IAURA_{NED}^2}$$

3.1.1.2.2.4.2 *Estimation de la précision dépendante de l'angle de site (ED).* Une valeur de l'IAURA ajustée en fonction de l'ED (en mètres) sera calculée à partir de la limite supérieure de l'URA_{ED} obtenue à partir du message de type 10, tableau B-10, et de l'équation :

$$IAURA_{ED}\ ajustée = URA_{ED}\ (sin(E+90))$$

où

E est l'angle de site du satellite en degrés ($E \geq 0$)

3.1.1.2.2.4.3 *Estimation de la précision non dépendante de l'angle de site (NED)*. La valeur de l'IAURA non dépendante de l'angle de site (en mètres) sera calculée en utilisant la limite supérieure de l'URA_{NED0} et l'équation :

$$IAURA_{NED} = URA_{NED0} + URA_{NED1} \times (t - t_{op} + 604\,800 \times (WN - WN_{op})$$

quand $t - t_{op} + 604\,800 \times (WN - WN_{op}) \leq 93\,600$ secondes

et

$$IAURA_{NED} = URA_{NED0} + URA_{NED1}\times(t - t_{op} + 604\,800\times(WN - WN_{op}) + URA_{NED2}\times(t - t_{op} + 604\,800\bullet(WN - WN_{op}) - 93\,600)^2$$

quand $t - t_{op} + 604\,800\times(WN - WN_{op}) > 93\,600$ secondes

où

t = temps du système GPS

WN, WN_{op}, t_{op}, URA_{NED0}, URA_{NED1}, URA_{NED2} sont obtenus à partir des messages de types 10, 30 à 37, et du tableau B-11.

3.1.1.2.2.5 *Temps de propagation de groupe différentiel estimé pour les utilisateurs de la fréquence unique L5.*

Note.— Les biais entre signaux pour les utilisateurs de la double fréquence L1/L5 sont corrigés en tenant compte de la pseudodistance sans le retard ionosphérique décrite au § 3.1.1.2.2.7.

3.1.1.2.2.5.1 Pour l'utilisateur de la fréquence unique L5 I5, le temps d'horloge du satellite, corrigé pour tenir compte du biais entre signaux L1/L5, sera calculé comme suit :

$$(\Delta t_{SV})_{L5I5} = \Delta t_{SV} - T_{GD} + ISC_{L5I5}$$

3.1.1.2.2.5.2 Pour l'utilisateur de la fréquence unique L5 Q5, le temps d'horloge du satellite, corrigé pour tenir compte du biais entre signaux L1/L5, sera calculé comme suit :

$$(\Delta t_{SV})_{L5Q5} = \Delta t_{SV} - T_{GD} + ISC_{L5Q5}$$

Note.— T_{GD}, ISC_{L5I5} et ISC_{L5Q5} sont fournis dans le message CNAV de type 30.

3.1.1.2.2.6 *Correction des effets ionosphériques*. Pour L5, la correction des effets ionosphériques de la fréquence unique définie au § 3.1.1.2.1.4 sera multipliée par γ_{15}, ($T_{iono,L5} = \gamma_{15}T_{iono,L1}$), où $\gamma_{15} = (f_{L1}/f_{L5})^2 = (1\,575{,}42/1\,176{,}45)^2 = (154/115)^2$.

3.1.1.2.2.7 *Correction des effets ionosphériques pour les usagers de la double fréquence L1/L5.*

3.1.1.2.2.7.1 La pseudodistance sans le retard ionosphérique pour l'usager de la double fréquence (L1 C/A et L5 I5) sera calculée comme suit :

$$PR = \frac{\left(PR_{L5I5} - \gamma_{15}PR_{L1C/A}\right) + c\left(ISC_{L5I5} - \gamma_{15}ISC_{L1C/A}\right)}{1 - \gamma_{15}} - cT_{GD}$$

où

PR	=	pseudodistance corrigée pour tenir compte des effets ionosphériques,
PRi	=	pseudodistance mesurée sur le canal indiqué par l'indice,
ISCi	=	correction entre signaux pour le canal indiqué par l'indice, fournie dans le message CNAV de type 30,
T_{GD}	=	correction entre signaux L1 P(Y) et L2 P(Y), fournie dans le message CNAV de type 30,
c	=	vitesse de la lumière, et
γ_{15}	=	$(f_{L1}/f_{L5})^2 = (1\,575{,}42/1\,176{,}45)^2 = (154/115)^2$.

Tableau B-14. Éléments des systèmes de coordonnées pour les données CNAV sur L5

$t_k = t - t_{oe}$	Temps à partir de l'époque de référence de l'éphéméride*
$A_0 = A_{REF} + \Delta A$	Demi grand axe au temps de référence**
$A_k = A_0 + \dot{A}t_k$	Demi grand axe
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A_0^3}}$	Mouvement moyen calculé
$\Delta n_A = \Delta n_0 + \frac{1}{2}\Delta\dot{n}_0 t_k$	Différence entre le mouvement moyen et la valeur calculée
$n_A = n_0 + \Delta n_A$	Mouvement moyen corrigé
$M_k = M_0 + n_A t_k$	Anomalie moyenne
$M_k = E_k - e_n \sin E_k$	Équation de Kepler pour l'anomalie excentrique (peut être résolue par itération)
$v_k = \tan^{-1}\left\{\frac{\sin v_k}{\cos v_k}\right\} = \tan^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k/(1-e\cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1-e\cos E_k)}\right\}$	Anomalie vraie
$E_k = \cos^{-1}\left\{\frac{e+\cos v_k}{1+e\cos v_k}\right\}$	Anomalie excentrique
$\phi_k = v_k + \omega$	Argument de latitude
	Perturbations de la deuxième harmonique
$\delta u_k = C_{us\text{-}n}\sin 2\phi_k + C_{uc\text{-}n}\cos 2\phi_k$	Argument de correction de la latitude
$\delta r_k = C_{rc\text{-}n}\sin 2\phi_k + C_{rs\text{-}n}\sin 2\phi_k$	Correction du rayon
$\delta i_k = C_{is\text{-}n}\sin 2\phi_k + C_{ic\text{-}n}\cos 2\phi_k$	Correction de l'inclinaison
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Argument de latitude corrigé
$r_k = A_k(1 - e_n\cos E_k) + \delta r_k$	Rayon corrigé
$i_k = i_0 + \dot{i}_{0-n}t_k + \delta i_k$	Inclinaison corrigée
$\left.\begin{array}{l} x'_k = r_k\cos u_k \\ y'_k = r_k\sin u_k \end{array}\right\}$	Positions dans le plan orbital
$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{REF} + \Delta\dot{\Omega}$	Angle d'ascension droite***
$\Omega_k = \Omega_{0-n} + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Longitude corrigée du nœud ascendant
$\left.\begin{array}{l} x_k = x'_k\cos\Omega_k - y'_k\cos i_k\sin\Omega_k \\ y_k = x'_k\sin\Omega_k - y'_k\cos i_k\cos\Omega_k \\ z_k = y'_k\sin i_k \end{array}\right\}$	Coordonnées géocentriques à axes fixes

* t est le temps du système GPS à l'émission, c'est-à-dire le temps GPS corrigé pour tenir compte du temps de transit (distance/vitesse de la lumière). En outre, t_k est la différence de temps totale réelle entre le temps t et le temps d'époque t_{oe} et doit tenir compte des changements de semaine. Autrement dit, si t_k est supérieur à 302 400 secondes, il faut soustraire 604 800 secondes de t_k. Si tk est inférieur à -302 400 secondes, il faut ajouter 604 800 secondes à t_k.

** A_{REF} = 26 559 710 mètres

*** $(\Omega_{REF}) = -2{,}6 \times 10^{-9}$ demi-cercles/seconde

3.1.1.2.2.7.2 La pseudodistance sans le retard ionosphérique pour l'usager de la double fréquence (L1 C/A et L5 Q5) sera calculée comme suit :

$$PR = \frac{\left(PR_{L5Q5} - \gamma_{15} PR_{L1C/A}\right) + c\left(ISC_{L5Q5} - \gamma_{15} ISC_{L1C/A}\right)}{1 - \gamma_{15}} - cT_{GD}$$

où

PR, PRi, ISCi, TGD, c et γ_{15} sont tels que définis ci-dessus.

3.1.1.3 ÉLÉMENTS D'AÉRONEF

3.1.1.3.1 *RÉCEPTEUR GPS*

3.1.1.3.1.1 *Réservé.*

3.1.1.3.1.2 *Poursuite du satellite*. Le récepteur offrira la possibilité de poursuivre en permanence au moins quatre satellites et de calculer une position à l'aide des mesures fournies par ces derniers.

3.1.1.3.1.3 *Décalage Doppler*. Le récepteur sera en mesure de compenser les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase de la porteuse SPS et le code C/A. Le décalage à compenser est celui qui est propre à l'application envisagée.

3.1.1.3.1.4 *Protection contre le brouillage*. Le récepteur répondra aux exigences du chapitre 3, § 3.7, relatives à la protection contre le brouillage.

3.1.1.3.1.5 *Application des données d'horloge et des éphémérides*. Le récepteur s'assurera qu'il utilise les bonnes éphémérides et données d'horloge avant de fournir quelque position que ce soit. Il surveillera les termes IODC (identification des données d'horloge) et IODE (identification des éphémérides) afin d'en déceler les éventuelles modifications et de mettre à jour, au besoin, les données correspondantes. Pour un satellite donné, le récepteur SPS utilisera les données d'horloge et les éphémérides avec des termes IODC et IODE correspondants.

3.1.1.4 TEMPS

Le temps GPS sera ramené au temps UTC de l'U.S. Naval Observatory (USNO), et plus précisément au temps origine suivant : minuit dans la nuit du 5 au 6 janvier 1980. L'unité de temps GPS la plus grande sera la semaine, équivalant à 604 800 secondes. L'échelle de temps GPS sera maintenue à moins d'une microseconde du temps UTC (modulo une seconde) après correction découlant du nombre entier de secondes intercalaires. Le signal de navigation contiendra les données permettant de faire correspondre le temps GPS avec le temps UTC.

3.1.2 Canal de précision standard (L1/L3) du système mondial de satellite de navigation (GLONASS)

Note.— Dans la présente section, le terme GLONASS désigne tous les satellites de la constellation. Les normes qui ne s'appliquent qu'aux satellites GLONASS-M sont clairement indiquées.

3.1.2.1 ÉLÉMENTS NON EMBARQUÉS

3.1.2.1.1 *CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES DES SIGNAUX L1OF (SERVICE OUVERT AMRF L1)*

Note.— D'autres renseignements concernant les caractéristiques radioélectriques des signaux L1OF figurent dans le document GLONASS Navigational Radiosignal in bands L1, L2 Interface Control Document, *édition 5.1, 2008 (désigné ci-après « GLONASS FDMA ICD »).*

3.1.2.1.1.1 *Fréquences porteuses*. La valeur nominale des fréquences porteuses L1 sera déduite des expressions ci-dessous :

$$f_{k1} = f_{01} + k\Delta f_1$$

où :

k = –7, …, 0, 1, …, 6. Numéros des porteuses (canaux de fréquences) des signaux transmis par les satellites GLONASS dans la sous-bande L1.
f_{01} = 1 602 MHz
Δf_1 = 0,5625 MHz

Les fréquences porteuses seront dérivées de manière cohérente à partir d'un étalon de temps ou de fréquence embarqué. La valeur nominale de la fréquence observée au sol sera de 5,0 MHz. La fréquence porteuse d'un satellite GLONASS donné se situera à l'intérieur de $\pm 2 \times 10^{-11}$ par rapport à sa valeur nominale f_k.

Note 1.— Le tableau B-15 indique la valeur nominale des fréquences porteuses pour les numéros de porteuse k.

Note 2.— Dans le cas des satellites GLONASS-M, les signaux de navigation du canal de précision standard (CSA) L2 seront émis dans la bande de fréquences 1 242,9375 – 1 251,6875 MHz ± 0,511 MHz, conformément aux expressions ci-dessous :

$$f_{k2} = f_{02} + k\Delta f_2,$$

$$f_{02} = 1\ 246\ \text{MHz}\ ;\ \Delta f_2 = 0{,}4375\ \text{MHz}$$

Quel que soit k, le rapport des fréquences porteuses L1 et L2 aura pour valeur :

$$\frac{f_{k2}}{f_{k1}} = \frac{7}{9}$$

3.1.2.1.1.2 *Bruit de phase de la porteuse*. La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée sera telle que toute boucle à verrouillage de phase dont la largeur de bande passante de bruit est de 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision d'au moins 0,1 radian (1 sigma).

3.1.2.1.1.3 *Génération du code pseudo-aléatoire du GLONASS*. Le code pseudo-aléatoire de mesure de distance sera une séquence de 511 bits échantillonnée à la sortie du 7e étage d'un registre à décalage de neuf étages. Le vecteur d'initialisation de cette séquence sera « 111111111 ». Le polynôme générateur mis en œuvre par le registre à décalage sera le suivant :

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9$$

Tableau B-15. Fréquences porteuses L1

Numéro de porteuse	H^A_n *(voir le § 3.2.1.3.4)*	*Valeur nominale de la fréquence dans la sous-bande L1 (MHz)*
6	6	1 605,3750
5	5	1 604,8125
4	4	1 604,2500
3	3	1 603,6875
2	2	1 603,1250
1	1	1 602,5625
0	0	1 602,0000
–1	31	1 601,4375
–2	30	1 600,8750
–3	29	1 600,3125
–4	28	1 599,7500
–5	27	1 599,1875
–6	26	1 598,6250
–7	25	1 598,0625

3.1.2.1.1.4 *Rayonnement non essentiel*. La puissance du signal RF transmis à l'extérieur de la bande attribuée au GLONASS ne dépassera pas –40 dB par rapport à la puissance de la porteuse non modulée.

Note 1.— Les satellites GLONASS mis en orbite entre 1998 et 2005 et au-delà utilisent des filtres qui limiteront les émissions hors bande au seuil de brouillage préjudiciable défini dans la Recommandation UIT-R RA.769 relative à la bande de fréquences 1 660 – 1 670 MHz.

Note 2.— Les satellites GLONASS mis en orbite après 2005 utilisent des filtres qui limiteront les émissions hors bande au seuil de brouillage préjudiciable défini dans la Recommandation UIT-R RA.769 relative aux bandes de fréquences 1 610,6 – 1 613,8 MHz et 1 660 – 1 670 MHz.

3.1.2.1.1.5 *Perte de corrélation*. La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation et à la distorsion ne dépassera pas 0,8 dB.

Note.— La perte de puissance du signal est l'écart entre la puissance émise dans une largeur de bande de 1,022 MHz et la puissance du signal récupérée par un récepteur sans bruit ni pertes, et présentant une largeur de corrélation de 1 chip et une bande passante de 1,022 MHz.

3.1.2.1.2 *STRUCTURE DES DONNÉES DES SIGNAUX L1OF (SERVICE OUVERT AMRF L1)*

Note.— D'autres renseignements concernant la structure des données figurent dans le document GLONASS FDMA ICD.

3.1.2.1.2.1 *Généralités.* Le message de navigation sera transmis sous la forme d'une séquence de données numériques en code de Hamming et transformées en code relatif. Sa structure consistera en supertrames se répétant continuellement et formée de trames elles-mêmes composées de chaînes. Les frontières des chaînes, des trames et des supertrames des messages de navigation provenant des différents satellites GLONASS seront synchronisées à 2 ms près.

3.1.2.1.2.2 *Structure de la supertrame*. La supertrame aura une durée de 2,5 min et se composera de 5 trames. Des données non immédiates (l'almanach des 24 satellites GLONASS) seront transmises dans chaque supertrame.

Note.— La figure B-7 précise la structure des supertrames, avec indication des numéros de trame et de chaîne.

3.1.2.1.2.3 S*tructure des trames*. Chaque trame aura une durée de 30 secondes et se composera de 15 chaînes. Elle contiendra toutes les données immédiates (paramètres d'éphémérides et de temps) d'un satellite particulier, ainsi qu'une partie des données non immédiates (almanach). Les trames 1 à 4 contiendront les almanachs relatifs aux 20 premiers satellites (à raison de 5 satellites par trame), et la trame 5 fournira le reste pour les quatre autres satellites. L'almanach d'un satellite donné occupera deux chaînes.

Note.— Les figures B-8 et B-9 montrent la structure des trames.

3.1.2.1.2.4 *Structure des chaînes*. Chaque chaîne aura une durée de 2 s et contiendra les éléments binaires correspondant aux données et au repère de temps, lequel sera transmis au cours de la dernière tranche de 0,3 s. Le repère de temps (une séquence pseudo-aléatoire abrégée) consistera en 30 éléments de 10 ms chacun se succédant comme suit :

1 1 1 1 1 0 0 0 1 1 0 1 1 1 0 1 0 1 0 0 0 0 1 0 0 1 0 1 1 0

Au début de la chaîne, soit pendant 1,7 s, 85 bits de données de 20 ms chacun seront transmis en format bi-binaire. Leurs numéros iront croissant de droite à gauche. Aux bits d'information proprement dits (positions 9 à 84) s'ajouteront les bits de contrôle du code de Hamming (KX), qui occuperont les positions 1 à 8. La longueur du code de Hamming sera de 4. Les données d'une chaîne particulière seront séparées de celles de la chaîne adjacente à l'aide du repère de temps MB. Les mots de données seront enregistrés en commençant par le bit de poids fort. Le bit 85 de chaque chaîne, toujours au repos (à 0), sera transmis le premier.

3.1.2.1.2.4.1 *Chaînes 1 à 4.* Les informations contenues dans les chaînes 1 à 4 de chaque trame se rapporteront au satellite qui les transmet. Elles seront identiques dans toutes les chaînes d'une même supertrame.

3.1.2.1.2.4.2 *Chaînes 5 à 15*. Les chaînes 5 à 15 de chaque trame contiendront l'almanach GLONASS de quatre ou cinq satellites. Les informations contenues dans la 5e chaîne seront répétées d'une trame à l'autre de la supertrame.

Note.— La structure des chaînes est décrite à la figure B-10.

3.1.2.1.3 *TENEUR DES DONNÉES TRANSMISES DES SIGNAUX LIOF (SERVICE OUVERT AMRF LI)*

Note.— D'autres renseignements concernant la teneur des données figurent dans le document GLONASS FDMA ICD.

3.1.2.1.3.1 *Paramètres d'éphémérides et de temps.* Les paramètres d'éphémérides et de temps se présenteront comme suit :

M = numéro de la chaîne à l'intérieur de la trame ;

t_k = temps écoulé pendant la journée considérée jusqu'au début de la trame. Ce paramètre est calculé par rapport à l'échelle de temps du satellite. Le nombre entier d'heures écoulées depuis le début du jour courant est donné par les 5 bits de poids fort. Les 6 bits suivants indiquent le nombre entier de minutes écoulées depuis le début de l'heure courante. Le nombre d'intervalles de 30 secondes écoulés depuis le début de la

minute courante est donné par le bit de poids faible. Le début du jour (pris par rapport à l'échelle de temps du satellite) coïncide avec le début de la supertrame ;

t_b = intervalle de temps écoulé pendant la journée considérée, en temps UTC-SU + 03 heures 00 min. Les données opérationnelles transmises par la trame sont rapportées au milieu de l'intervalle de temps t_b. La durée de l'intervalle de temps (donc la valeur maximale de t_b) dépend de l'indicateur P1 ;

$\gamma_n(t_b)$ = écart relatif entre la valeur prévue de la fréquence porteuse du satellite n et sa valeur réelle à l'instant t_b :

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{Hn}}{f_{Hn}}$$

où :

$f_n(t_b)$ = fréquence prévue d'horloge du satellite n à l'instant t_b ;

f_{Hn} = valeur nominale de la fréquence d'horloge du satellite n ;

$\tau_n(t_b)$ = terme correctif de l'heure du satellite $n(t_n)$ par rapport à l'heure GLONASS (t_c), à l'instant t_b, soit : t_b, i.e. $\tau_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b)$;

$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ = coordonnées PZ-90 du satellite n à l'instant t_b ;

$\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$ = composantes du vecteur vitesse du satellite n, en coordonnées PZ-90 et à l'instant t_b ;

$\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$ = composantes de l'accélération du satellite n due à l'interaction lunisolaire, en coordonnées PZ-90 et à l'instant t_b ;

E_n = « âge » des données immédiates du satellite n, soit le temps écoulé entre l'instant du calcul (au téléchargement) et l'instant t_b ;

B_n = indicateur d'état (une valeur supérieure à 3 indique un dysfonctionnement du satellite) ;

P1 = indicateur donnant l'intervalle de temps en minutes entre la valeur actuelle de t_b et sa valeur précédente, selon le code suivant :

P1	Intervalle de temps entre les valeurs successives de t_b (en minutes)
0	0
1	30
10	45
11	60

P2 = indicateur précisant si t_b est pair ou impair. La valeur 1 correspond à un intervalle de transmission de données égal à 30 minutes (t_b = 1, 3, 5, …), et la valeur 0, à un intervalle de 60 minutes (t_b = 2, 6, 10, …) ;

P3 = indicateur donnant le nombre de satellites pour lesquels un almanach est transmis à l'intérieur d'une trame particulière. La valeur 1 signifie « 5 satellites » et la valeur 0, « 4 satellites » ;

$\Delta\tau_n$ = différence temporelle entre les signaux de navigation transmis par le satellite considéré dans les sous-bandes L2 et L1 :

$$\Delta\tau_n = t_{f2} - t_{f1}$$

où t_{f1}, t_{f2} sont les retards introduits par l'équipement pour les sous-bandes L1 et L2 respectivement, exprimés en unités de temps.

3.1.2.1.3.2 *Paramètres d'éphémérides et de temps*. Les paramètres d'éphémérides et de temps sont décrits au tableau B-16. Dans les mots pouvant recevoir une valeur positive ou négative, le bit de poids fort jouera le rôle de bit de signe (0 = signe +, 1 = signe –).

3.1.2.1.3.3 *Séquencement des paramètres d'éphémérides et de temps.* Les paramètres d'éphémérides et de temps seront ordonnés à l'intérieur de la trame conformément au tableau B-17.

Tableau B-16. Paramètres d'éphémérides et de temps

Paramètre	*Nombre de bits*	*Facteur d'échelle (LSB)*	*Plage effective*	*Unités*
m	4	1		(sans dimension)
	5	1	0 à 23	heures (h)
t_k	6	1	0 à 59	minutes (min)
	1	30	0 ou 30	secondes (s)
t_b	7	15	15...1 425	min
$\gamma_n(t_b)$	11	2^{-40}	$\pm 2^{-30}$	(sans dimension)
$\tau_n(t_b)$	22	2^{-30}	$\pm 2^{-9}$	s
$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$	27	2^{-11}	$\pm 2{,}7 \times 10^4$	kilomètres (km)
$\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$	24	2^{-20}	±4,3	km/s
$\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$	5	2^{-30}	$\pm 6{,}2 \times 10^{-9}$	km/s^2
E_n	5	1	0 à 31	jours
B_n	3	1	0 à 7	(sans dimension)
P1	2	———	voir le § 3.1.2.1.3.1	———
P2	1	1	0 ; 1	(sans dimension)
P3	1	1	0 ; 1	(sans dimension)
$\Delta\tau_n$	5	2^{-30}	$\pm 13{,}97 \times 10^{-9}$	s

Tableau B-17. Séquencement des paramètres d'éphémérides et de temps à l'intérieur de la trame

Paramètre	*Nombre de bits*	*Numéro de la chaîne dans la trame*	*Numéro du bit dans la trame*
m	4	1…15	81 – 84
t_k	12	1	65 – 76
t_b	7	2	70 – 76
$\gamma_n(t_b)$	11	3	69 – 79
$\tau_n(t_b)$	22	4	59 – 80
$x_n(t_b)$	27	1	9 – 35
$y_n(t_b)$	27	2	9 – 35
$z_n(t_b)$	27	3	9 – 35
$\dot{x}_n(t_b)$	24	1	41 – 64
$\dot{y}_n(t_b)$	24	2	41 – 64
$\dot{z}_n(t_b)$	24	3	41 – 64
$\ddot{x}_n(t_b)$	5	1	36 – 40
$\ddot{y}_n(t_b)$	5	2	36 – 40
$\ddot{z}_n(t_b)$	5	3	36 – 40
E_n	5	4	49 – 53
B_n	3	2	78 – 80
P1	2	1	77 – 78
P2	1	2	77
P3	1	3	80
$\Delta\tau_n$	5	4	54 – 58

3.1.2.1.3.4 *Paramètres d'almanach.* Les paramètres d'almanach seront les suivants :

A = indice montrant la relation de ce paramètre avec l'almanach ;

$M^A{}_n$ = indice de la modification du satellite n^A ; 00 indique un satellite GLONASS, 01 un satellite GLONASS-M ;

τ_c = terme de conversion du temps GLONASS en temps UTC-SU. Le terme τ_c est fourni à l'instant du jour N^A ;

N^A = numéro de jour civil à l'intérieur de la période de quatre ans commençant par une année bissextile. Le terme τ_c et les autres données d'almanach (almanach des orbites et almanach des phases) dépendent de ce numéro de jour ;

n^A = numéro de la position occupée par le satellite n dans le plan orbital ;

H^A_n = numéro de canal de la fréquence porteuse du satellite n^A (voir tableau B-15) ;

λ^A_n = longitude du premier nœud ascendant (au cours du jour N^A) de l'orbite du satellite n^A, en coordonnées PZ-90 ;

$t_\lambda{}^A_n$ = heure de passage au premier nœud ascendant du satellite n^A, au jour numéro N^A ;

Δi^A_n = terme de correction de la valeur moyenne de l'inclinaison du satellite n^A à l'instant $t_\lambda{}^A_n$ (la valeur moyenne de l'inclinaison est de 63 degrés) ;

ΔT^A_n = terme de correction de la valeur moyenne de la période draconique du satellite n^A à l'instant $t_\lambda{}^A_n$ (la valeur moyenne de la période draconique T est de 43 200 s) ;

$\Delta \dot{T}^A_n$ = fréquence de variation de la période draconique du satellite n^A ;

ε^A_n = excentricité du satellite n^A à l'instant $t_\lambda{}^A_n$;

ω^A_n = périgée du satellite n^A à l'instant $t_\lambda{}^A_n$;

τ^A_n = valeur approximative du terme de conversion de l'heure du satellite n^A à l'heure GLONASS, à l'instant $t_\lambda{}^A_n$;

C^A_n = indicateur d'état général de fonctionnement du satellite n^A au moment du téléchargement de l'almanach des orbites et de celui des phases. Quand C_n est à 0, c'est que le satellite n'est pas opérationnel ; la valeur 1 indique que le satellite fonctionne normalement.

3.1.2.1.3.5 *Répartition et codage des paramètres d'almanach*. L'almanach GLONASS transmis par la supertrame sera décomposé conformément au tableau B-21. Les valeurs numériques des paramètres d'almanach seront positives ou négatives. Le bit de signe sera le bit de poids fort (0 = signe +, 1 = signe –). Les paramètres d'almanach seront codés conformément au tableau B-18.

3.1.2.1.3.6 *Séquencement des paramètres d'almanach*. Les mots contenant les données d'almanach seront ordonnés conformément au tableau B-19.

3.1.2.1.4 *TENEUR ET STRUCTURE DES DONNÉES SUPPLÉMENTAIRES TRANSMISES PAR LES SATELLITES GLONASS-M DANS LES SIGNAUX L1OF (SERVICE OUVERT AMRF L1)*

Note.— D'autres renseignements concernant la teneur et la structure des données figurent dans le document GLONASS FDMA ICD.

3.1.2.1.4.1 *Lettres désignant les données supplémentaires.* En plus des données GLONASS, les satellites GLONASS-M transmettront les données supplémentaires suivantes, comme il est indiqué au tableau B-20 :

n — indice du satellite qui transmet le signal de navigation : il correspond au numéro de la position du satellite dans la constellation GLONASS ;

l_n — indicateur d'état du satellite n : 0 indique que le satellite n est en état de fonctionner ; 1 indique un dysfonctionnement du satellite n ;

B1 — coefficient de détermination de ΔUT1 : il est égal à la différence entre UT1 et UTC au début de la journée (N^A), exprimée en secondes ;

B2 — coefficient de détermination de ΔUT1 : il est égal au changement quotidien de la différence ΔUT1 (exprimée en secondes pour un jour solaire moyen).

Ces coefficients seront utilisés pour la transformation entre UTC-SU et UT1 :

$$\Delta UT1 = UTC\text{-}SU - UT1,$$

où :

UT1 – temps universel par rapport au méridien moyen de Greenwich (tient compte du mouvement des pôles),

UTC-SU – temps universel coordonné de la norme nationale de la Fédération de Russie,

$$\Delta UT1 = B1 + B2 \times (N_T - N^A),$$

KP — avis de correction prochaine de UTC (±1 s) par seconde intercalaire comme suit :

KP	Données de correction de seconde UTC
00	Pas de correction du temps UTC à la fin du trimestre en cours
01	Correction du temps UTC par l'addition de 1 s à la fin du trimestre en cours
11	Correction du temps UTC par la soustraction de 1 s à la fin du trimestre en cours

Note.— L'échelle de temps du système GLONASS est habituellement corrigée une fois par année à minuit (00 h 00 m 00 s) conformément au préavis donné par le Bureau international de l'heure (BIH/BIPM) à la fin d'un trimestre :

du 31 décembre au 1er janvier – premier trimestre ;
du 31 mars au 1er avril – deuxième trimestre ;
du 30 juin au 1er juillet – troisième trimestre ;
du 30 septembre au 1er octobre – quatrième trimestre.

N_T — date du jour, quantième du jour d'un intervalle de quatre ans commençant le 1er janvier d'une année bissextile ;

Note.— Le supplément D, § 4.1.2.7.1, montre comment transformer les données sur la date du jour de N_T en format commun (aa/mm/jj).

N_4 — numéro correspondant à un intervalle de quatre ans commençant en 1996 ;

F_T — paramètre donnant l'URA prévue du satellite au moment t_b. Le codage est indiqué au tableau B-19 ;

M — type de satellite qui transmet le signal de navigation. 00 désigne un satellite GLONASS ; 01 désigne un satellite GLONASS-M ;

P4 — indicateur signalant la présence de paramètres d'éphémérides ou de fréquence/temps mis à jour. « 1 » indique que le secteur de contrôle a chargé des paramètres d'éphémérides ou de fréquence/temps mis à jour ;

Note.— Les données actualisées sur les éphémérides ou la fréquence/le temps ne sont transmises que dans l'intervalle suivant la fin de l'intervalle t_b en cours.

P — paramètre technique du secteur de contrôle indiquant le mode de fonctionnement du satellite pour les paramètres temporels ;

00 — paramètre τ_c retransmis du secteur de contrôle ; paramètre τ_{GPS} retransmis du secteur de contrôle ;

01 — paramètre τ_c retransmis du secteur de contrôle ; paramètre τ_{GPS} calculé à bord du satellite GLONASS-M ;

10 — paramètre τ_c calculé à bord du satellite GLONASS-M ; paramètre τ_{GPS} retransmis du secteur de contrôle ;

11 — paramètre τ_c calculé à bord du satellite GLONASS-M ; paramètre τ_{GPS} calculé à bord du satellite GLONASS-M.

τ_{GPS} — correction du temps GPS par rapport au temps GLONASS :

$$T_{GPS} - T_{GL} = \Delta T + \tau_{GPS},$$

où :

ΔT est l'entier et τ_{GPS} est la partie fractionnaire de la différence entre les échelles de temps des systèmes exprimées en secondes.

Note.— L'entier ΔT est déterminé par le récepteur de l'usager à partir du message de navigation du GPS.

$M^A{}_n$ — type de satellite n^A : 00 désigne un satellite GLONASS, 01 désigne un satellite GLONASS-M.

3.1.2.1.4.2 *Paramètres de données supplémentaires.* Les paramètres des données supplémentaires sont définis dans les tableaux B-18 à B-20.

3.1.2.1.4.3 *Emplacement des données supplémentaires dans la trame de navigation GLONASS-M.* L'emplacement des données supplémentaires dans la trame de navigation GLONASS-M est défini dans le tableau B-20.

Tableau B-18. Paramètres de données supplémentaires

Paramètre	*Nombre de bits*	*Facteur d'échelle (LSB)*	*Plage effective*	*Unités*
n	5	1	0 à 31	(sans dimension)
l_n	1	1	0 ; 1	(sans dimension)
B1	11	2^{-10}	±0,9	seconde(s)
B2	10	2^{-16}	$(-4{,}5...3{,}5) \times 10^{-3}$	s/jour solaire moyen
KP	2	1	0 à 3	(sans dimension)
N_T	11	1	0 à 1 461	jours
N_4	5	1	1 à 31	intervalle de 4 ans
F_T	4		voir tableau B-19	
M	2	1	0 à 3	(sans dimension)
P4	1	1	0 ; 1	(sans dimension)
P	2	1	00,01,10,11	(sans dimension)
τ_{GPS}	22	2^{-30}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	s
$M^A{}_n$	2	1	0 à 3	(sans dimension)

Tableau B-19. Codage du mot F_T

Valeur de F_T	*Précision de pseudodistance, 1 sigma (m)*
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	non utilisée

Tableau B-20. Emplacement des mots de données supplémentaires dans le message de navigation GLONASS-M

Mot	*Nombre de bits*	*Numéro de chaîne dans la supertrame*	*Numéro du bit dans la chaîne*
n	5	4, 19, 34, 49, 64	11 – 15
l_n	1	5, 7, 9, 11, 13, 15, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 50, 52, 54, 56, 58, 60, 65, 67, 69, 71, 73, 75	9
		3, 18, 33, 48, 63	65
B1	11	74 (dans la supertrame)	70 – 80
B2	10	74 (dans la supertrame)	60 – 69
KP	2	74 (dans la supertrame)	58 – 59
N_T	11	4, 19, 34, 49, 64	16 – 26
N_4	5	5, 20, 35, 50, 65	32 – 36
F_T	4	4, 19, 34, 49, 64	30 – 33
M	2	4, 19, 34, 49, 64	9 – 10
P4	1	4, 19, 34, 49, 64	34
P	2	3, 18, 33, 48, 63	66 – 67
ι_{GPS}	22	5, 20, 35, 50, 65	10 – 31
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78 – 79

Tableau B-21. Répartition des données d'almanach dans la supertrame

Numéro de trame dans la supertrame	*Satellites pour lesquels l'almanach est transmis dans la trame indiquée à gauche*
1	1 à 5
2	6 à 10
3	11 à 15
4	16 à 20
5	21 à 24

Tableau B-22. Codage des paramètres d'almanach

Paramètre	*Nombre de bits*	*Facteur d'échelle (LSB)*	*Plage effective*	*Unités*
$M^A{}_n$	2	1	0 à 3	(sans dimension)
τ_c	28	2^{-27}	±1	secondes (s)
N^A	11	1	1 à 1 461	jours
n^A	5	1	1 à 24	(sans dimension)
$H^A{}_n$	5	1	0 à 31	(sans dimension)
$\lambda^A{}_n$	21	2^{-20}	±1	demi-cercles
$t\lambda^A{}_n$	21	2^{-5}	0 à 44 100	s
$\Delta i^A{}_n$	18	2^{-20}	±0,067	demi-cercles
$\Delta T^A{}_n$	22	2^{-9}	$\pm 3{,}6 \times 10^3$	s/révolution
$\Delta \dot{T}^A{}_n$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	s/révolution^2
$\varepsilon^A{}_n$	15	2^{-20}	0 à 0,03	(sans dimension)
$\omega^A{}_n$	16	2^{-15}	±1	demi-cercles
$t_\tau{}^A{}_n$	10	2^{-18}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	s
$C^A{}_n$	1	1	0 à 1	(sans dimension)

Tableau B-23. Séquencement des paramètres d'almanach à l'intérieur de la trame

Paramètre	*Nombre de bits*	*Numéro de la chaîne dans la trame*	*Numéro du bit dans la chaîne*
M^{A_n}	2	6, 8, 10, 12, 14	78 – 79
τ_c	28	5	42 – 69
N^A	11	5	70 – 80
n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73 – 77
H^{A_n}	5	7, 9, 11, 13, 15	10 – 14
λ^{A_n}	21	6, 8, 10, 12, 14	42 – 62
$t_{\lambda^{A_n}}$	21	7, 9, 11, 13, 15	44 – 64
Δi^{A_n}	18	6, 8, 10, 12, 14	24 – 41
ΔT^{A_n}	22	7, 9, 11, 13, 15	22 – 43
$\Delta \dot{T}^{A_n}$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 – 21
ε^{A_n}	15	6, 8, 10, 12, 14	9 – 23
ω^{A_n}	16	7, 9, 11, 13, 15	65 – 80
$t_{\tau^{A_n}}$	10	6, 8, 10, 12, 14	63 – 72
C^{A_n}	1	6, 8, 10, 12, 14	80

Note.— Les numéros des chaînes sont indiqués pour les quatre premières trames. Les chaînes 14 et 15 de la 5e trame ne contiennent pas de paramètres d'almanach.

3.1.2.1.5 *CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES DES SIGNAUX L1OC, L3OC*

Note.— D'autres renseignements concernant les caractéristiques radioélectriques des signaux dans les bandes de fréquence L1 et L3 figurent dans le document GLONASS CDMA ICD General Description of CDMA Signal System*, édition 1.0, 2016 (désigné ci-dessous « GLONASS CDMA ICD General Description ») ainsi que dans les documents « GLONASS CDMA ICD L1 » et « GLONASS CDMA ICD L3 ».*

3.1.2.1.5.1 Le signal L1OC comprendra des composantes L1OCd (dite données) et L1OCp (dite pilote) de niveau de puissance égal. Ces composantes seront obtenues par multiplexage par répartition dans le temps chip par chip de deux séquences de bruit pseudo-aléatoire. Le signal L1OC sera en quadrature de phase par rapport au signal L1SC, et devancera celui-ci par π/2-radians, comme il est indiqué à la figure B-11A.

Note.— Le signal L1SC, qui est un signal de navigation sécurisé AMRC transmis dans la bande de fréquence L1, n'est pas utilisé en aviation.

3.1.2.1.5.2 Le signal L3OC comprendra des composantes L3OCd (dite données) et L3OCp (dite pilote) de niveau de puissance égal. Ces composantes occuperont en quadrature de phase les voies I et Q, respectivement. Le signal L3OCd devancera le signal L3OCp par π/2-radians, comme il est indiqué à la figure B-11A.

3.1.2.1.5.3 *Bruit de phase de la porteuse*. La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase ayant une largeur de bande passante unilatérale de bruit de 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision d'au moins 0,01 radian (rms).

3.1.2.1.5.4 *Rayonnement non essentiel*. La puissance du signal RF transmis à l'extérieur de la bande attribuée au système GLONASS ne dépassera pas –40 dB par rapport à la puissance de la porteuse non modulée.

Note 1.— Les largeurs des bandes attribuées au système GLONASS sont les suivantes : L1 (1 592,9 – 1 610 MHz), L2 (1 237,8 – 1 256,8 MHz) et L3 (1 190,35 – 1 212,23 MHz).

Note 2.— Les satellites GLONASS utilisent des filtres qui limitent les émissions hors bande au seuil de brouillage préjudiciable défini dans la Recommandation UIT-R RA.769 relative aux bandes de fréquences 1 610,6 – 1 613,8 MHz et 1 660 – 1 670 MHz.

3.1.2.1.5.5 *Perte de corrélation*. La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation et à la distorsion ne dépassera pas 0,6 dB.

Note.— La perte de puissance du signal est l'écart entre la puissance émise dans une largeur de bande donnée et la puissance du signal récupérée par un récepteur sans bruit ni pertes, et présentant une largeur de corrélation de 1 chip et un étage d'entrée RF ayant la même bande passante.

3.1.2.1.6 *STRUCTURE DES DONNÉES DES SIGNAUX L1OC, L3OC*

Note.— D'autres renseignements concernant la structure des données figurent dans les documents GLONASS CDMA ICD General Description *;* GLONASS CDMA ICD L1 band *; et* GLONASS CDMA ICD L3 band.

3.1.2.1.6.1 *Généralités*. Le message de navigation AMRC du GLONASS sera transmis sous la forme d'une séquence variable de chaînes, lesquelles comprendront des champs de service et de données (bits séparés ou groupes de bits comportant des paramètres spécifiques).

Note.— Une pseudotrame est un ensemble de chaînes constituées de données immédiates et de données non immédiates ; les trois premières chaînes contenant les paramètres d'éphémérides et d'horloge (données immédiates) et les autres chaînes, des données non immédiates.

3.1.2.1.6.2 *Champs de service.* La structure du champ de service sera la même pour tous les types de signaux. Il comprendra un préambule, un identificateur du type de chaîne, l'horodatage de début de chaîne (TS), le numéro d'identification du satellite, les paramètres du signal et des bits de contrôle de redondance cyclique (CRC) pour la vérification de l'intégrité des données.

3.1.2.1.6.3 *Champs de données*. La structure du champ de données variera en fonction du type de chaîne. Tous les types de chaînes comprendront un bloc de données individuel complet, sauf pour ce qui est des données d'orbite et d'horloge qui occuperont trois types de chaînes et qui seront transmises par paquet en continu.

Note.— La conception des messages peut évoluer en fonction des développements futurs du système GLONASS. Cette évolution peut comprendre l'ajout d'autres types de chaînes constitués de nouveaux types de données ou créés à partir de la modification de types de chaînes existants.

3.1.2.1.6.4 Caractéristiques des messages du signal L1OC

3.1.2.1.6.4.1 Le message de navigation L1OCd sera transmis à 125 bits/s. Il sera constitué de chaînes de 250 bits d'une durée de 2 s ainsi que de chaînes anormales de 125 et de 375 bits d'une durée de 1 et de 3 s, respectivement.

3.1.2.1.6.4.2 *Structure des chaînes nominales du signal L1OCd*. Chaque chaîne nominale du signal L1OCd sera constituée de champs de service de 50 bits, d'un champ de données de 184 bits et d'un champ de service CRC de 16 bits, comme il est indiqué à la figure B-11B. La transmission d'une chaîne commencera par l'émission du bit 1 (le premier bit du préambule) et se terminera par l'émission du 250e bit (dernier bit du CRC).

3.1.2.1.6.4.3 *Les paramètres des champs de service du signal L1OCd* figurent dans le tableau B-24.

Tableau B-24. Paramètres des champs de service du signal L1OCd

Champ	Nombre de bits	Bit de plus faible poids	Plage de valeurs	Unité	Description
Préambule	12	1	010111110001	–	Horodatage à valeur constante
Type	6	1	0 – 63	–	Type de chaîne transmise
j	6	1	0 – 63	–	Numéro d'identification du satellite qui transmet le message de navigation. Le numéro d'identification SV « 0 » est réservé, et ne peut être activé qu'à la fin de l'utilisation combinée des signaux AMRC et AMRF du GLONASS.
H^j	1	1	0, 1	–	État du satellite transmettant le signal de navigation : en état de fonctionner (« 0 ») ou hors d'état de fonctionner (« 1 »)
l^j	1	1	0, 1	–	Validité (« 0 ») ou invalidité (« 1 ») des données transmises dans la chaîne
P1	4	Appel à la station de contrôle au sol. Ce champ n'est pas utilisé par les récepteurs utilisateurs.			
P2	1	Orientation du SV : SV orienté en direction du soleil (« 0 ») ou en manœuvre de virage midi/minuit (« 1 »)			
KP	2	1	00, 01, 10, 11	–	Indication de la correction du temps UTC (SU) à la fin du trimestre en cours sur GMT. Les corrections UTC-SU donneront lieu à des corrections correspondantes du temps du signal L1OCd : 00 – aucune correction prévue ; 01 – ajout de 1 s à la durée du jour ; 10 – décision d'un avis de correction en attente ; 11 – soustraction de 1 s de la durée du jour.
A	1	1	0, 1	–	Indication de la correction du temps du signal L1OCd à la fin de la chaîne suivante : A = 0 – aucune correction prévue ; A = 1 – correction prévue. La combinaison de A = 1 et de KP = 11 dans la chaîne transmise indique que la chaîne suivante sera une chaîne anormale de type 1 d'une durée de 1 s. La combinaison de A = 1 et de KP = 01 dans la chaîne transmise indique que la chaîne suivante sera une chaîne anormale de type 2 d'une durée de 3 s.
TS	16	1	0 – 43199	2 s	Code horodateur exprimé en intervalles de 2 s durant un jour donné dans le temps du signal L1OCd.
CRC	16	1	Bits de contrôle du code redondant		

3.1.2.1.6.4.4 *Chaînes anormales du signal L1OCd.* Les chaînes anormales seront de types 1 et 2. Les chaînes de type 1 serviront à indiquer les corrections par seconde intercalaire du temps du signal L1OCd lorsque la durée du jour est réduite de 1 s. Les chaînes de type 1 seront constituées de champs de service de 50 bits, d'un champ de données de 59 bits et d'un champ de service CRC de 16 bits, comme il est indiqué à la figure B-11C. Les chaînes de type 2 seront utilisées pour indiquer les corrections par seconde intercalaire du temps du signal L1OCd lorsque 1 s est ajoutée à la durée du jour. Les chaînes de type 2 seront constituées de champs de service de 50 bits, d'un champ de données de 301 bits et d'un champ de service CRC de 24 bits, comme il est indiqué à la figure B-11D.

3.1.2.1.6.4.5 *Chaînes nominales du code CRC du signal L1OCd*. Le polynôme générateur du code CRC (250,234) sera le suivant :

$$g(X) = 1 + X + X^5 + X^6 + X^8 + X^9 + X^{10} + X^{11} + X^{13} + X^{14} + X^{16}$$

Un bloc de données de 234 bits sera transmis à l'entrée du codeur (commençant avec le premier bit du préambule et finissant avec le 184e bit du champ de données). À la sortie du codeur, un bloc codé de 250 bits sera généré par l'ajout de 16 bits de contrôle.

3.1.2.1.6.4.6 *Code CRC des chaînes anormales de type 1 du signal L1OCd.* Le code CRC (125,109) sera utilisé dans les chaînes de type 1 du signal L1OCd. Il sera généré de la même façon que le code (250,234), sauf en ce qui concerne le nombre de bits transmis à l'entrée (109 au lieu de 234).

3.1.2.1.6.4.7 *Code CRC des chaînes anormales de type 2 du signal L1OCd*. Le code CRC (375,351) sera utilisé dans les chaînes de type 2 du signal L1OCd. Le polynôme générateur du code CRC (375,351) sera le suivant :

$$g(X) = 1 + X + X^3 + X^4 + X^5 + X^6 + X^7 + X^{10} + X^{11} + X^{14} + X^{18} + X^{23} + X^{24}$$

Un bloc de données de 351 bits sera transmis à l'entrée du codeur (commençant avec le premier bit du préambule et finissant avec le 301e bit du champ de données). À la sortie du codeur, un bloc codé de 375 bits sera généré par l'ajout de 24 bits de contrôle.

3.1.2.1.6.5 Caractéristiques des messages du signal L3OC

3.1.2.1.6.5.1 Le message de navigation du signal L3OCd sera transmis à 100 bits/s. Il sera constitué de chaînes de 300 bits d'une durée de 3 s ainsi que de chaînes anormales de 200 et de 400 bits d'une durée de 2 et de 4 s, respectivement.

3.1.2.1.6.5.2 *Structure des chaînes du signal L3OCd*. Chaque chaîne nominale du signal L3OCd sera constituée de champs de service de 57 bits, d'un champ de données de 219 bits et d'un champ de service CRC de 24 bits, comme il est indiqué à la figure B-12A. La transmission d'une chaîne commencera avec l'émission du bit 1 (le premier bit du préambule) et se terminera par l'émission du bit 300 (le dernier bit du code CRC).

3.1.2.1.6.5.3 *Les paramètres des champs de service du signal L3OCd* sont indiqués dans le tableau B-25.

3.1.2.1.6.5.4 *Chaînes anormales du signal L3OCd.* Les chaînes anormales seront de types 1 et 2. Les chaînes de type 1 serviront à indiquer les corrections par seconde intercalaire du temps du signal L3OCd lorsque la durée du jour est réduite de 1 s. Les chaînes de type 1 seront constituées de champs de service de 57 bits, d'un champ de données de 119 bits et d'un champ de service CRC de 24 bits, comme il indiqué à la figure B-12B. Les chaînes de type 2 seront utilisées pour indiquer les corrections par seconde intercalaire du temps du signal L3OCd lorsque 1 s est ajoutée à la durée du jour. Les chaînes de type 2 seront constituées de champs de service de 57 + 20 bits, d'un champ de données de 299 bits et d'un champ de service CRC de 24 bits, comme il est indiqué à la figure B-12C.

Tableau B-25. Paramètres des champs de service du signal L3OCd

Champ	Nombre de bits	Bit de plus faible poids	Plage de valeurs	Unité	Description
Préambule	20	1	00000100100101001110	–	Horodatage à valeur constante
Type	6	1	0 – 63	–	Type de chaîne transmise
TS	15	1	0 – 28799	3 s	Code horodateur exprimé en intervalles de 3 s durant un jour donné dans le temps du signal L3OCd.
j	6	1	0 – 63	–	Numéro d'identification du satellite qui transmet le message de navigation. Le numéro d'identification SV « 0 » est réservé, et ne peut être activé qu'à la fin de l'utilisation combinée des signaux AMRC et AMRF du GLONASS.
H^j	1	1	0, 1	–	État du satellite transmettant le signal de navigation : en état de fonctionner (« 0 ») ou hors d'état de fonctionner (« 1 »)
l^j	1	1	0, 1	–	Validité (« 0 ») ou invalidité (« 1 ») des données transmises dans la chaîne
P1	4	Appel à la station de contrôle au sol. Ce champ n'est pas utilisé par les récepteurs utilisateurs.			
P2	1	Orientation du SV : SV orienté en direction du soleil (« 0 ») ou en manœuvre de virage midi/minuit (« 1 »)			
KP	2	1	00, 01, 10, 11	–	Indication de la correction du temps UTC-SU à la fin du trimestre en cours sur GMT. Les corrections UTC-SU donneront lieu à des corrections correspondantes du temps du signal L3OCd : 00 – aucune correction prévue ; 01 – ajout de 1 s à la durée du jour ; 10 – décision d'un avis de correction en attente ; 11 – soustraction de 1 s de la durée du jour.
A	1	1	0, 1	–	Indication de la correction du temps du signal L3OCd à la fin de la chaîne suivante : A = 0 – aucune correction prévue ; A = 1 – correction prévue. La combinaison de A = 1 et de KP = 11 dans la chaîne transmise indique que la chaîne suivante sera une chaîne anormale de type 1 d'une durée de 1 s. La combinaison de A = 1 et de KP = 01 dans la chaîne transmise indique que la chaîne suivante sera une chaîne anormale de type 2 d'une durée de 3 s.
CRC	24	1	Bits de contrôle du code redondant		

3.1.2.1.6.5.5 *Chaînes nominales du code CRC du signal L3OCd*. Le polynôme générateur du code CRC (300,276) sera le suivant :

$$g(X) = 1 + X + X^3 + X^4 + X^5 + X^6 + X^7 + X^{10} + X^{11} + X^{14} + X^{17} + X^{18} + X^{23} + X^{24}$$

Un bloc de données de 276 bits sera transmis à l'entrée du codeur (commençant avec le premier bit du préambule et finissant avec le 219e bit du champ de données). À la sortie du codeur, un bloc codé de 300 bits sera généré par l'ajout de 24 bits de contrôle.

3.1.2.1.6.5.6 *Code CRC des chaînes anormales de type 1 du signal L3OCd.* Le code CRC (200,176) sera utilisé dans les chaînes de type 1 du signal L3OCd. Il sera généré de la même façon que le code (300,276), sauf en ce qui concerne le nombre de bits transmis à l'entrée (176 au lieu de 276).

3.1.2.1.6.5.7 *Code CRC des chaînes anormales de type 2 du signal L3OCd.* Le code CRC (400,376) sera utilisé dans les chaînes de type 2 du signal L3OCd. Il sera généré de la même façon que le code (300,276), sauf en ce qui concerne le nombre de bits transmis à l'entrée (376 au lieu de 276).

3.1.2.1.7 *TENEUR DES DONNÉES DES SIGNAUX L1OC, L3OC*

Note.— D'autres renseignements concernant la teneur des données figurent dans les documents GLONASS CDMA ICD General Description *;* GLONASS CDMA ICD L1 band *; et* GLONASS CDMA ICD L3 band.

3.1.2.1.7.1 Les différents types de chaînes utilisés dans les messages de navigation du signal L1OCd contiendront les données indiquées dans le tableau B-26.

Note.— D'autres renseignements concernant la teneur des données comprises dans les champs de service et de données du signal L1OCd figurent dans le document GLONASS CDMA ICD L1 band.

3.1.2.1.7.2 Les différents types de chaînes utilisés dans les messages de navigation du signal L3OCd contiendront les données indiquées dans le tableau B-27.

Note.— D'autres informations concernant la teneur des données comprises dans les champs de service et de données du signal L3OCd figurent dans le document GLONASS CDMA ICD L3 band.

3.1.2.1.7.3 *Champs F_E, F_T relatifs aux facteurs de précision.* Les champs F_E et F_T indiqueront les erreurs de pseudodistance équivalentes (σ) liées aux éphémérides et aux paramètres d'horloge du satellite transmetteur. Le tableau B-28 donne les valeurs des champs F_E et F_T et des erreurs correspondantes.

3.1.2.1.7.4 L'intervalle maximal de mise à jour des données immédiates (chaînes de types 10, 11 et 12) sera de 30 minutes. Comme les données non immédiates sont actualisées à différents intervalles, l'intervalle maximal de mise à jour de toutes les données non immédiates sera de 48 heures.

Note.— Les paramètres du modèle dynamique à long terme permettent l'utilisation des données immédiates pour propager l'orbite pour un intervalle de 4 heures.

Tableau B-26. Teneur des données selon les types de chaînes du signal L1OCd

Type de chaîne	*Teneur*
10, 11, 12	Données immédiates (éphémérides, temps, état de fonctionnement, F_E, F_T)
20	Almanach
25	Paramètres de la rotation terrestre, du modèle ionosphérique et du modèle d'écart du temps UTC-SU et du temps atomique international (TAI)
16	Paramètres d'attitude du SV durant les manœuvres de virage midi/minuit
31, 32	Paramètre du modèle dynamique à long terme
50	Avis de réception du Système international de satellites pour les recherches et le sauvetage (COSPAS-SARSAT)
60	Messages texte
0	Chaîne réservée aux tâches technologiques. N'est pas utilisée par les récepteurs utilisateurs.
1	Chaîne anormale utilisée au moment de la correction par seconde intercalaire (–1 s)
2	Chaîne anormale utilisée au moment de la correction par seconde intercalaire (+1 s)
Note.— Les chaînes de types 10, 11 et 12 forment un paquet de données ; la chaîne de type 11 suit donc toujours la chaîne de type 10 et la chaîne de type 12 suit toujours la chaîne de type 11.	

Tableau B-27. Teneur des données selon les types de chaînes du signal L3OCd

Type de chaîne	*Teneur*
10, 11, 12	Données immédiates (éphémérides, temps, état de fonctionnement, F_E, F_T)
20	Almanach
25	Paramètres de la rotation terrestre, du modèle ionosphérique et du modèle d'écart du temps UTC-SU) et du temps atomique international (TAI)
16	Paramètres d'attitude du SV durant les manœuvres de virage midi/minuit
31, 32	Paramètre du modèle dynamique à long terme
60	Messages texte
0	Chaîne réservée aux tâches technologiques. N'est pas utilisée par les récepteurs utilisateurs.
1	Chaîne anormale utilisée au moment de la correction par seconde intercalaire (–1 s)
2	Chaîne anormale utilisée au moment de la correction par seconde intercalaire (+1 s)
Note.— Les chaînes de types 10, 11 et 12 forment un paquet de données ; la chaîne de type 11 suit donc toujours la chaîne de type 10 et la chaîne de type 12 suit toujours la chaîne de type 11.	

Tableau B-28. Facteurs de précision (éphémérides et temps)

F_E, F_T	–15	–14	–13	–12	–11	–10	–9	–8	–7	–6	–5	–4
σ, m	0,01	0,02	0,03	0,04	0,06	0,08	0,1	0,15	0,2	0,3	0,4	0,6
F_E, F_T	–3	–2	–1	0	1	2	3	4	5	6	7	8
σ, m	0,7	0,8	0,9	1	2	2,5	4	5	7	10	12	14
F_E, F_T	9	10	11	12	13	14	15					
σ, m	16	32	64	128	256	512	Non défini					

3.1.2.2 DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR APPLICATIONS DE DONNÉES

Note.— La présente section précise les relations entre les paramètres contenus dans les messages de données. Elle contient la définition des paramètres qui ne sont pas transmis ; ces paramètres sont toutefois utilisés par les éléments embarqués ou non embarqués et définissent des termes appliqués pour déterminer la solution de navigation et son intégrité.

3.1.2.2.1 *Algorithme de contrôle de parité utilisé pour la vérification des données AMRF*. L'algorithme qui fait l'objet du tableau B-29 et des explications qui lui font suite permet de détecter et de corriger toute erreur affectant l'un des bits de la chaîne considérée, et de détecter (sans les corriger) les erreurs affectant deux bits ou davantage.

3.1.2.2.1.1 Chaque chaîne comprend 85 bits, les 77 de poids fort étant des bits de données (b_{85}, b_{84},…, b_{10}, b_9) et les huit autres étant les bits de contrôle du code de Hamming de longueur 4 (β_8, β_7,…, β_2, β_1).

3.1.2.2.1.2 Les sommes de contrôle (c_1, c_2,…,c_7) permettent de corriger les erreurs sur un bit, la somme c_Σ permettant de détecter les erreurs affectant un nombre pair de bits (tableau B-29). Voici comment s'effectuent la correction des erreurs sur un bit et la détection des erreurs multiples :

a) Une chaîne est considérée comme correcte si toutes les sommes de contrôle (c_1, ..., c_7 et c_Σ) sont égales à 0, ou si l'une d'elles (c_1, ..., c_7) seulement est égale à 1 et c_Σ à 1.

b) Si au moins deux sommes de contrôle (c_1, ..., c_7) sont égales à 1 et c_Σ à 1, le caractère b_{icor} est converti en son inverse comme suit :

$$i_{cor} = c_7\, c_6\, c_5\, c_4\, c_3\, c_2\, c_1 + 8 - K, \text{ pourvu que } i_{cor} \leq 85,$$

avec $c_7\, c_6\, c_5\, c_4\, c_3\, c_2\, c_1$ un nombre binaire généré à partir des sommes de contrôle (c_1, ..., c_7), c_1 étant le bit de poids faible et c_7 celui de poids fort. K est un nombre ordinal désignant la somme de contrôle non nulle la plus significative.

Si $i_{cor} > 85$, c'est qu'il y a de multiples erreurs (en nombre impair) : les données doivent être rejetées.

c) Si au moins l'une des sommes de contrôle (c_1, ..., c_7) est égale à 1 et c_Σ à 0, ou si toutes les sommes de contrôle (c_1, ..., c_7) sont égales à 0 mais que c_Σ est égale à 1, c'est qu'il y a de multiples erreurs : les données doivent être rejetées.

Tableau B-29. Algorithme de contrôle de parité

b85, b84, …, b10, b9 sont les bits de données (de la position 9 à la position 85) ;

β1, β2, ..., β8 sont les bits de contrôle du code de Hamming (positions 1 à 8 de la chaîne) ;

c_1, c_2, ..., c_7, c_Σ sont les sommes de contrôle, générées comme suit :

$c_1 = \beta \oplus [\Sigma_i\ b_i]_{mod\ 2}$

i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.

$c_2 = \beta_2 \oplus [\Sigma_j\ b_j]_{mod\ 2}$

j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.

$c_3 = \beta_3 \oplus [\Sigma_k\ b_k\ ]_{mod\ 2}$

k = 10, 11, 12, 16, 17, 18, 19, 23, 24, 25, 26, 31, 32, 33, 34, 38, 39, 40, 41, 46, 47, 48, 49, 54, 55, 56, 57, 62, 63, 64, 65, 69, 70, 71, 72, 77, 78, 79, 80, 85.

$c_4 = \beta_4 \oplus [\Sigma_l\ b_l]_{mod\ 2}$

l = 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80.

$c_5 = \beta_5 \oplus [\Sigma_m\ b_m\ ]_{mod\ 2}$

m = 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_6 = \beta_6 \oplus [\Sigma_n\ b_n]_{mod\ 2}$

n = 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65.

$c_7 = \beta_7 \oplus [\Sigma_p\ b_p]_{mod\ 2}$

p = 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_\Sigma = [\Sigma\beta_q]_{\ mod\ 2} \oplus [\Sigma\ b_r]_{mod\ 2}$

q = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8

r = 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

3.1.2.2.2 *PARAMÈTRES DE CORRECTION D'HORLOGE DU SATELLITE*

3.1.2.2.2.1 Le temps système du GLONASS sera déterminé au moyen des données AMRF, selon la formule suivante :

$$t_{GLONASS} = t_k + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)\,(t_k - t_b)$$

t_k, $\tau_n(t_b)$ et $\gamma_n(t_b)$ étant les paramètres décrits au § 3.1.2.1.3.1.

3.1.2.2.2.2 Le temps système GLONASS sera déterminé au moyen des données AMRC, selon la formule suivante :

$$t_{GLONASS} = \mathrm{mod}_{86400}\left[T^j_{ST\{signal\}} + \tau^j(t_b) - \Delta t_b \cdot \gamma^j(t_b) - \Delta t_b^2 \cdot \beta^j(t_b)\right]$$

$$\Delta t_b = \frac{T^j_{ST\{signal\}} + \tau^j(t_b) + \tau_c(t_b) - t_b - \left\langle\left\langle \frac{T^j_{ST\{signal\}} + \tau^j(t_b) + \tau_c(t_b) - t_b}{86400} \right\rangle\right\rangle \cdot 86400}{1 + \gamma^j(t_b) - \dot{\tau}_c(t_b)}$$

où :

$T^j_{ST\{signal\}}$ est le temps du signal reçu du satellite *j ;*

$\tau^j(t_b), \gamma^j(t_b), \beta^j(t_b), \tau_c(t_b), \dot{\tau}_c(t_b)$ sont les paramètres transmis par les signaux AMRC dans les chaînes de types 10, 11 et 12, comme il est indiqué dans le tableau B-26 et le tableau B-27.

3.1.2.2.2.3 L'écart entre le temps système GLONASS et l'échelle de temps nationale [UTC-SU] fournie par les services spécialisés de la Fédération de Russie sera déterminé au moyen des données AMRF, selon la formule suivante :

$$t_{UTC\text{-}SU} = t_{GLONASS} + \tau_c - 03 \text{ heures } 00 \text{ minutes}$$

τ_c étant le paramètre décrit au § 3.1.2.1.3.4.

La quantité « 03 heures 00 minute » correspond à l'écart entre l'heure de Moscou et celle de Greenwich.

3.1.2.2.2.4 L'écart entre le temps système GLONASS et l'échelle de temps UTC-SU sera déterminé au moyen des données AMRC, selon la formule suivante :

$$t_{UTC-SU} = \mathrm{mod}_{86400}[t_{GLONASS} + \tau_c(t_b) + \Delta t_b \cdot \dot{\tau}_c(t_b) - 10800]$$

$$\Delta t_b = \frac{t_{GLOSASS} + \tau_c(t_b) - t_b - \left\langle\left\langle \frac{t_{GLONASS} + \tau_c(t_b) - t_b}{86400} \right\rangle\right\rangle \cdot 86400}{1 - \dot{\tau}_c(t_b)}$$

où :

$\tau_c(t_b), \dot{\tau}_c(t_b)$, étant les paramètres transmis par les signaux AMRC dans les chaînes de types 10, 11 et 12, comme il est indiqué dans le tableau B-26 et le tableau B-27.

La quantité « 10 800 secondes » correspond à l'écart entre l'heure de Moscou et celle de Greenwich.

3.1.2.2.3 *POSITION DU SATELLITE*

3.1.2.2.3.1 La position courante du centre de masse du satellite sera déterminée à l'aide des paramètres d'éphémérides contenus dans le message de navigation GLONASS, comme il est indiqué dans le tableau B-16 pour les signaux AMRF du GLONASS, dans le tableau B-26 pour les signaux L1OC et dans le tableau B-27 pour les signaux L3OC.

3.1.2.2.3.2 Le recalcul des éphémérides de l'instant t_b à l'instant t_i dans l'intervalle ($|\tau_i| = |t_i - t_b| \leq 15$ minutes) est effectué par intégration numérique des équations différentielles qui décrivent le mouvement des satellites. Dans ces équations, les termes de droite comprennent les accélérations, déterminées à l'aide de la constante de gravitation μ, du deuxième harmonique zonal du géopotentiel J^2_0 qui définit l'aplatissement de la Terre aux pôles, ainsi que les accélérations dues à l'interaction lunisolaire. L'intégration dans le système de coordonnées PZ-90 (§ 3.2.5) fait appel à la méthode du 4e ordre de Runge-Kutta et met en œuvre les équations ci-après :

$$\frac{dx}{dt} = Vx$$

$$\frac{dy}{dt} = Vy$$

$$\frac{dz}{dt} = Vz$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}x\left(1-\frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}y\left(1-\frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y - 2\omega V_x + \ddot{y}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}z\left(3-\frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}$$

où :

r = $\sqrt{x^2+y^2+z^2}$;
μ = constante de gravitation universelle de la Terre (398 600,4418 × 109 m^3/s^2) ;
a_e = demi-grand axe (6 378 136 m) ;
J^2_0 = deuxième harmonique zonal du géopotentiel (1 082 625,75 × 10^{-9}) ;
ω = vitesse de rotation de la Terre (7,2921151467 × 10^{-5} radians/s).

Les coordonnées $x_n(t_b)$, $yn(t_b)$, $z_n(t_b)$, et les composantes du vecteur vitesse $\dot{x}_n(t_b) = V_x$, $\dot{y}_n(t_b) = V_y$, $\dot{z}_n(t_b) = V_z$ sont les conditions initiales pour l'intégration. Les accélérations dues à la perturbation luni-solaire $\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$ sont constantes dans l'intervalle d'intégration ±15 minutes.

3.1.2.2.3.3 Le recalcul des éphémérides de l'instant t_b à l'instant t_i dans l'intervalle ($|\tau i| = |t_i - t_b| \leq 4$ heures) pour les signaux AMRC, sera effectué comme au § 3.1.2.2.3.2, sauf que ce modèle comprend des accélérations supplémentaires modélisées par un polynôme du quatrième degré pour tenir compte de l'intervalle prolongé, comme il est décrit ci-dessous :

$$\frac{dx}{dt} = Vx$$

$$\frac{dy}{dt} = Vy$$

$$\frac{dz}{dt} = Vz$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}x\left(1-\frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x} + a_x$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}y\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y - 2\omega V_x + \ddot{y} + a_y$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}z\left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z} + a_z$$

$$a_x = \Delta a_{x0} + a_{x1}(t - t_b) + a_{x2}(t - t_b)^2 + a_{x3}(t - t_b)^3 + a_{x4}(t - t_b)^4$$

$$a_y = \Delta a_{y0} + a_{y1}(t - t_b) + a_{y2}(t - t_b)^2 + a_{y3}(t - t_b)^3 + a_{y4}(t - t_b)^4$$

$$a_z = \Delta a_{z0} + a_{z1}(t - t_b) + a_{z2}(t - t_b)^2 + a_{z3}(t - t_b)^3 + a_{z4}(t - t_b)^4$$

Les coordonnées, les composantes du vecteur vitesse au temps t_b, et les accélérations perturbatrices $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ seront transmises dans les chaînes de types 10, 11 et 12 des signaux AMRC. Les paramètres du modèle dynamique à long terme pour les polynômes du quatrième degré, les accélérations $a_x, a_y,$ et $a_z,$ seront transmis dans les chaînes de types 31 et 32 des signaux AMRC.

3.1.2.2.4 *ALGORITHME DE DÉTERMINATION DE LA POSITION DU CENTRE DE PHASE DE L'ANTENNE DU SATELLITE*

3.1.2.2.4.1 Pour assurer une grande précision des mesures de pseudodistance, l'algorithme utilisé pour le calcul de la position du centre de phase de l'antenne émettrice dans le système de coordonnées PZ-90 sera basé sur la position du centre de masse du satellite et les données transmises dans les chaînes de type 16 des signaux AMRC.

Note.— D'autres informations concernant l'algorithme approprié figurent dans l'appendice R du document GLONASS CDMA ICD General Description.

3.1.2.2.5 *CORRECTION DES EFFETS IONOSPHÉRIQUES*

3.1.2.2.5.1 La correction des effets ionosphériques pour un récepteur à fréquence unique sera déterminée au moyen des formules ci-après :

– pour les pseudodistances, en m : $\Delta S_{ion} = 0{,}40364.\frac{I_e}{f^2}$;

– pour les vitesses, en m/s : $\Delta V_{ion} = 0{,}40364.\frac{\dot{I}_e}{f^2}$,

où :

f est la fréquence de la porteuse du signal, en GHz ;

I_e est la teneur totale en électrons (TEC) le long du trajet de propagation du signal, $1\times10^{16} m^{-2}$;

$\dot{I}_e$ est la variabilité de la TEC le long du trajet de propagation du signal, $1\times10^{16}\ m^{-2}s^{-1}$.

Note.— D'autres renseignements concernant deux algorithmes appropriés pour le calcul de la TEC le long du trajet de propagation du signal, qui sont basés sur les données transmises dans les chaînes de type 25, figurent dans l'appendice Q du document GLONASS CDMA ICD General Description. *Le premier est un algorithme universel pouvant être utilisé pour les applications terrestres et spatiales. Il est plus complexe, plus précis et a une portée d'application plus étendue. Le second algorithme est destiné uniquement aux applications terrestres. Il est plus facile à mettre en œuvre, mais entraîne des erreurs*

de calcul de la TEC plus importantes à des angles de site inférieurs à 30°. Les erreurs ionosphériques résiduelles du second algorithme ne dépassent pas 4 m (taux de probabilité de 0,95).

3.1.2.3 ÉLÉMENTS D'AÉRONEF

3.1.2.3.1 *RÉCEPTEUR GLONASS*

3.1.2.3.1.1 *Réservé.*

3.1.2.3.1.2 *Poursuite du satellite.* Le récepteur offrira la possibilité de poursuivre en permanence au moins quatre satellites et de calculer une position à l'aide des mesures fournies par ces derniers.

3.1.2.3.1.3 *Décalage Doppler.* Le récepteur sera en mesure de compenser les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase de la porteuse et le code normalisé GLONASS. Le décalage à compenser est celui qui est propre à l'application envisagée.

3.1.2.3.1.4 *Protection contre le brouillage.* Le récepteur répondra aux spécifications du § 3.7 relatives à la protection contre le brouillage.

3.1.2.3.1.4.1 *Brouillage à l'intérieur du système.* Lors de la réception d'un signal de navigation AMRF dans le canal de fréquences k = n, le brouillage induit par un signal transmis dans le canal k = n – 1 ou le canal k = n + 1 ne doit pas dépasser –48 dBc par rapport à la puissance minimale spécifiée du satellite à la surface de la Terre, à condition que les satellites émetteurs soient tous visibles par l'usager.

Note.— Le brouillage interne est dû aux propriétés du signal de mesure de distance pseudo-aléatoire en mode d'accès multiple par répartition en fréquence.

3.1.2.3.1.4.2 Pour les signaux AMRC, le brouillage en mode d'accès multiple sera défini par les propriétés d'intercorrélation des codes de mesure de distance et dépendra du nombre de symboles élémentaires *N* compris dans les périodes de ces codes. La puissance du brouillage en mode d'accès multiple par rapport à la puissance du signal L1OCd ne dépassera pas –30 dB. La puissance du brouillage en mode d'accès multiple par rapport à la puissance du signal L1OCp ne dépassera pas –36 dB. La puissance du brouillage en mode d'accès multiple par rapport à la puissance du signal L3OC ne dépassera pas –40 dB.

3.1.2.3.1.5 *Application des données d'horloge et des éphémérides.* Le récepteur s'assurera qu'il utilise les bonnes éphémérides et données d'horloge avant de fournir quelque position que ce soit.

3.1.2.3.1.6 *Correction par secondes intercalaires.* À la réception du terme de correction du temps GLONASS par secondes intercalaires (voir le § 3.1.2.1.3.1, paramètre t_b), le récepteur GLONASS sera en mesure :

a) de générer une série fluide et valide de mesures de pseudodistance ;

b) de resynchroniser le repère de temps des chaînes de données sans cesser de poursuivre le signal.

3.1.2.3.1.6.1 Après correction par secondes intercalaires, le récepteur GLONASS :

a) utilisera l'ancienne heure UTC (non corrigée) avec les anciennes éphémérides (transmises avant 00 h 00 min 00 s UTC) ;

b) utilisera la nouvelle heure UTC (corrigée) avec les nouvelles éphémérides (transmises après 00 h 00 min 00 s UTC).

Note.— D'autres renseignements concernant les aspects particuliers du fonctionnement du récepteur pendant les corrections prévues du temps GLONASS et de l'heure de Moscou dans des situations données figurent dans l'appendice E du document GLONASS CDMA ICD General Description.

3.1.2.4 TEMPS

3.1.2.4.1 Dans les satellites GLONASS-M, le message de navigation contiendra les données nécessaires pour rapporter le temps UTC-SU à UT1. Le temps GLONASS sera maintenu à moins d'une milliseconde du temps UTC-SU après correction découlant du nombre entier d'heures lié aux caractéristiques particulières des secteurs de commande du GLONASS :

$$| t_{GLONASS} - (\text{UTC} + 03 \text{ heures } 00 \text{ minute}) | < 1 \text{ ms}$$

Les données de navigation contiendront les informations permettant de faire correspondre à 1 μs près le temps GLONASS avec le temps UTC-SU (fourni par les services spécialisés de la Fédération de Russie).

Note 1.— Les échelles de temps des satellites GLONASS sont régulièrement comparées au temps du synchroniseur central. Les corrections à leur apporter sont calculées au centre GLONASS de contrôle au sol et téléchargées vers les satellites deux fois par jour.

Note 2.— L'écart entre le temps GLONASS et le temps UTC ne comprend pas de secondes entières. L'échelle de temps du GLONASS est régulièrement ramenée à un nombre entier de secondes en même temps que sont apportées les corrections par secondes intercalaires du Bureau international de l'heure. Ces corrections sont effectuées à 00 h 00 min 00 s UTC, à la fin d'un trimestre de l'année. La correction fait se synchroniser le repère de temps du message de navigation avec les impulsions de deux secondes de l'échelle de temps UTC corrigée. Les usagers du GLONASS sont avisés des corrections programmées. Dans le cas des satellites GLONASS-M, les usagers sont avisés de ces corrections par le biais du paramètre KP du message de navigation.

3.1.2.4.2 La précision de la synchronisation des échelles de temps des différents satellites sera de 20 ns (1 sigma) pour les satellites GLONASS et de 8 ns (1 sigma) pour les satellites GLONASS-M.

3.1.2.4.3 La correction du temps GPS par rapport au temps GLONASS (ou la différence entre ces deux échelles de temps) diffusée par les satellites GLONASS-M, τ_{GPS}, ne dépassera pas 30 ns (1 sigma).

Note.— La précision de τ_{GPS} (30 ns) est déterminée par rapport au signal C/A du SPS du GPS et sera peut-être affinée à la fin des essais du système GLONASS avec les satellites GLONASS-M.

3.1.2.4.4 L'heure du signal sera générée et mise à jour par une horloge embarquée sur la base d'un étalon de fréquence atomique, synchronisée avec le temps GLONASS et transmise dans les signaux de radionavigation.

Note 1.— L'écart entre l'heure du signal et l'heure de l'horloge embarquée correspond à la valeur du temps de propagation de groupe. Ainsi, les paramètres de correction de l'heure du signal contenus dans les chaînes de types 10, 11 et 12 comprennent les valeurs du temps de propagation de groupe.

Note 2.— D'autres renseignements concernant l'heure du signal figurent dans le document GLONASS CDMA ICD General Description.

3.1.2.4.4.1 Les données de navigation de tous les signaux AMRC du système GLONASS contiendront les paramètres estimés du modèle polynomial afin d'associer l'heure d'émission de ce signal avec le temps GLONASS ainsi que la composante pilote de ce signal avec sa composante données.

3.1.2.4.4.2 Lorsque le temps GLONASS est modifié de ±1 s au cours des corrections prévues de l'heure UTC-SU par seconde intercalaire, la correction de l'heure d'émission des signaux de tous les satellites sera effectuée de manière simultanée par la modification de l'horodatage de la séquence d'impulsions représentant les secondes.

Note.— Les données de navigation donnent aux utilisateurs des préavis du jour et de la valeur de la correction prévue.

3.1.2.5 SYSTÈME DE COORDONNÉES

3.1.2.5.1 *PZ-90 (paramètres de l'ellipsoïde terrestre commun et du champ gravitationnel terrestre 1990).* Les éphémérides diffusées par le GLONASS donnent la position du centre de phase de l'antenne d'émission du satellite considéré, en coordonnées PZ-90 (« Earth Parameters 1990 ») applicables à un cadre de référence géocentrique à axes fixes.

3.1.2.5.2 *PASSAGE DE PZ-90 À WGS-84*

3.1.2.5.2.1 **Recommandation.**— *Il est recommandé d'utiliser les paramètres de conversion suivants pour dériver la position en coordonnées WGS-84 (version G1674) de la position en coordonnées PZ-90 (version PZ-90.11) :*

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} 1 & 0{,}0097 \times 10^{-9} & 0{,}2036 \times 10^{-9} \\ -0{,}0097 \times 10^{-9} & 1 & 0{,}0921 \times 10^{-9} \\ -0{,}2036 \times 10^{-9} & 0{,}0921 \times 10^{-9} & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} + \begin{bmatrix} 0{,}003 \\ 0{,}001 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Note 1.— X, Y et Z sont exprimés en mètres. La différence entre les versions WGS-84 (G1674) et PZ-90 (PZ-90.11) n'est pas importante en ce qui concerne les besoins opérationnels.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur la conversion entre les systèmes PZ-90 et WGS-84 figurent dans le supplément D, section 4.1.2.9.3.

3.1.3 Service ouvert de Galileo (Galileo OS)

3.1.3.1 ÉLÉMENTS NON EMBARQUÉS

3.1.3.1.1 *CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES DE GALILEO*

3.1.3.1.1.1 *Exigences communes aux fréquences E1 et E5*

3.1.3.1.1.1.1 *Bruit de phase de la porteuse.* La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée E5 et E1 sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase de deuxième ordre ayant une largeur de bande passante de bruit de 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision de 0,04 radian en moyenne quadratique.

3.1.3.1.1.1.2 *Rayonnement non essentiel.* Dans la largeur de bande attribuée du canal, la puissance du rayonnement non essentiel dans la bande sera inférieure d'au moins 35 dB à la puissance des porteuses E1 et E5 non modulées.

3.1.3.1.1.1.3 *Perte de corrélation.* La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation et à la distorsion ne dépassera pas 0,6 dB pour chaque signal (E1, E5a et E5b).

Note.— La perte de puissance du signal est l'écart entre la puissance émise dans la bande spécifiée et la puissance du signal récupérée par un récepteur sans bruit ni pertes, et présentant une largeur de corrélation de 1 chip et la même bande passante.

3.1.3.1.1.1.4 *Cohérence code-données.* Le bord de chaque symbole de données sera aligné avec le bord du chip de code de mesure de distance correspondant. Le début du code de mesure de distance périodique sera aligné avec le début d'un symbole de données. Le bord de chaque chip de code secondaire sera aligné avec le bord d'un chip de code primaire. Le début d'un chip de code primaire sera aligné avec le début d'un chip de code secondaire.

3.1.3.1.1.2 *Caractéristiques radioélectriques du signal E1*

3.1.3.1.1.2.1 *Composantes du signal E1.* Le signal E1 comprendra deux composantes de signal : la composante de données de navigation E1-B avec un débit de symboles de données de navigation de 250 symboles à la seconde et la composante pilote E1-C.

3.1.3.1.1.2.2 *Partage de la puissance du signal E1.* La puissance du signal E1 sera partagée également entre les composantes des signaux E1-B et E1-C.

3.1.3.1.1.2.3 *Code de mesure de distance de la composante E1-B (C_{E1-B}).* Le code de mesure de distance de la composante E1-B sera un code de mesure de distance de 1,023 mégachip par seconde répété toutes les 4 millisecondes, dérivé d'un code de mesure de distance primaire de 4,092 chips.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes de mesure de distance de la composante E1-B figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitre 3 et annexe C.

3.1.3.1.1.2.4 *Code de mesure de distance de la composante E1-C (C_{E1-C}).* Le code de mesure de distance de la composante E1-C sera un code de mesure de distance de 1,023 mégachip par seconde répété toutes les 100 millisecondes, dérivé de l'addition modulo 2 d'un code de mesure de distance primaire de 4,092 chips et d'un code secondaire de 25 chips.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes de mesure de distance de la composante E1-C figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitre 3 et annexe C.

3.1.3.1.1.2.5 *Génération de la composante de données E1-B.* La composante de données E1-B sera générée à partir du flux de données de navigation E1 (D_{E1-B}) et du code de mesure de distance E1-B (C_{E1-B}), modulé avec deux sous-porteuses CBOC en phase de 1,023 MHz et 6,138 MHz, respectivement, comme il est indiqué à la figure GAL-1.

Note.— La composante sans sous-porteuse de la composante de données de navigation E1 – c'est-à-dire avant la modulation CBOC – est appelée e_{E1-B}. Des renseignements supplémentaires sur la génération de la composante e_{E1-B} figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 2.3.3.

3.1.3.1.1.2.6 *Génération de la composante pilote E1-C.* La composante pilote E1-C sera générée à partir du code de mesure de distance E1-C (C_{E1-C}) modulé avec deux sous-porteuses CBOC en opposition de phase de 1,023 MHz et de 6,138 MHz, respectivement, comme il est indiqué à la figure B-13.

Note.— La composante sans sous-porteuse de la composante pilote E1 – c'est-à-dire avant la modulation CBOC – est appelée e_{E1-C}. Des renseignements supplémentaires sur la génération de la composante e_{E1-C} figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 2.3.3.

3.1.3.1.1.2.7 *Modulation du signal E1.* Le signal binaire composite E1-B/C sera généré à partir de la modulation CBOC des composantes des signaux binaires, e_{E1-B} et e_{E1-C}, et des sous-porteuses, comme l'illustre la figure B-13.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la génération des composantes E1-B/C figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 2.3.3.

3.1.3.1.1.3 *Caractéristiques radioélectriques des signaux E5a et E5b*

3.1.3.1.1.3.1 *Composantes du signal E5a.* Le signal E5a comprendra deux composantes de signal : la composante de données de navigation E5a-I avec un débit de symboles de données de navigation de 50 symboles à la seconde et la composante pilote E5a-Q.

3.1.3.1.1.3.2 *Partage de la puissance du signal E5a.* La puissance du signal E5a sera partagée également entre les composantes E5a-I et E5a-Q.

3.1.3.1.1.3.3 *Code de mesure de distance de la composante E5a-I ($C_{E5a\text{-}I}$).* Le code de mesure de distance de la composante E5a-I sera un code de mesure de distance de 10,230 mégachips par seconde répété toutes les 20 millisecondes, dérivé de l'addition modulo 2 d'un code de mesure de distance primaire de 10,230 chips et d'un code secondaire de 20 chips.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes de mesure de distance de la composante E5a-I figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitre 3 et annexe C.

3.1.3.1.1.3.4 *Code de mesure de distance de la composante E5a-Q ($C_{E5a\text{-}Q}$).* Le code de mesure de distance de la composante E5a-Q sera un code de mesure de distance de 10,230 mégachips par seconde répété toutes les 100 millisecondes, dérivé de l'addition modulo 2 d'un code de mesure de distance primaire de 10,230 chips et d'un code secondaire de 100 chips.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes de mesure de distance de la composante E5a-Q figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitre 3 et annexe C.

3.1.3.1.1.3.5 *Génération de la composante de données E5a-I.* La composante de données E5a sera générée à partir du flux de données de navigation E5a ($D_{E5a\text{-}I}$) et du code de mesure de distance E5a-I ($C_{E5a\text{-}I}$).

Note.— La composante sans sous-porteuse de la composante de données de navigation E5a – c'est-à-dire avant la modulation AltBOC – est appelée $e_{E5a\text{-}I}$.

3.1.3.1.1.3.6 *Génération de la composante pilote E5a-Q.* La composante pilote E5a sera générée à partir du code de mesure de distance E5a-Q ($C_{E5a\text{-}Q}$).

Note.— La composante sans sous-porteuse de la composante pilote E5a – c'est-à-dire avant la modulation AltBOC – est appelée $e_{E5a\text{-}Q}$.

3.1.3.1.1.3.7 *Composantes du signal E5b.* Le signal E5b comprendra deux composantes de signal : la composante de données de navigation E5b-I avec un débit de symboles de données de navigation de 250 symboles à la seconde et la composante pilote E5b-Q.

3.1.3.1.1.3.8 *Partage de la puissance du signal E5b.* La puissance du signal E5b sera partagée également entre les composantes E5b-I et E5b-Q.

3.1.3.1.1.3.9 *Code de mesure de distance de la composante E5b-I ($C_{E5b\text{-}I}$).* Le code de mesure de distance de la composante E5b-I sera un code de mesure de distance de 10,230 mégachips par seconde répété toutes les 4 millisecondes, dérivé de l'addition modulo 2 d'un code de mesure de distance primaire de 10,230 chips et d'un code secondaire de 4 chips.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes de mesure de distance de la composante E5b-I figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitre 3 et annexe C.

3.1.3.1.1.3.10 *Code de mesure de distance de la composante E5b-Q ($C_{E5b\text{-}Q}$).* Le code de mesure de distance de la composante E5b-Q sera un code de mesure de distance de 10,230 mégachips par seconde répété toutes les 100 millisecondes, dérivé de l'addition modulo 2 d'un code de mesure de distance primaire de 10,230 chips et d'un code secondaire de 100 chips.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes de mesure de distance de la composante E5b-Q figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitre 3 et annexe C.

3.1.3.1.1.3.11 *Génération de la composante de données E5b.* La composante de données E5b sera générée à partir du flux de données de navigation E5b ($D_{E5b\text{-}I}$) et du code de mesure de distance E5b ($C_{E5b\text{-}I}$).

Note.— La composante sans sous-porteuse de la composante de données de navigation E5b – c'est-à-dire avant la modulation AltBOC – est appelée $e_{E5b\text{-}I}$.

3.1.3.1.1.3.12 *Génération de la composante pilote E5b-Q.* La composante pilote E5b sera générée à partir du code de mesure de distance ($C_{E5b\text{-}Q}$).

Note.— La composante sans sous-porteuse de la composante pilote E5b – c'est-à-dire avant la modulation AltBOC – est appelée $e_{E5b\text{-}Q}$.

3.1.3.1.1.3.13 *Modulation du signal E5.* Le signal E5 à large bande sera généré par la modulation AltBOC de la sous-porteuse avec bande latérale de 15,345 MHz (15 × 1,023 MHz) avec les composantes des signaux binaires $e_{E5a\text{-}I}$, $e_{E5a\text{-}Q}$, $e_{E5b\text{-}I}$ et $e_{E5b\text{-}Q}$, comme l'illustre la figure B-14.

Note 1.— Les signaux E5a et E5b peuvent être traités indépendamment par le récepteur de l'usager comme s'ils étaient deux signaux MDPQ distincts avec une fréquence porteuse de 1 176,45 MHz et 1 207,14 MHz, respectivement.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires sur la génération du signal E5 figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 2.3.1.

3.1.3.1.1.4 *Attributions de codes aux satellites*

3.1.3.1.1.4.1 *Attribution de code de mesure de distance primaire aux satellites.* Le numéro n de code primaire des composantes E5a-I, E5a-Q, E1-B et E1-C sera attribué au numéro n d'identification du véhicule de l'espace (SVID) (n = 1 à 36).

3.1.3.1.1.4.2 *Attribution de code de mesure de distance secondaire aux satellites.* Le code secondaire de la composante E5a-Q sera attribué selon le numéro n du SVID (n = 1 à 36). Les codes secondaires des composantes E5a-I et E1-C seront constants, quel que soit le SVID.

3.1.3.1.2 *STRUCTURE DES DONNÉES*

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la structure des données figurent dans le document Galileo OS SIS ICD.

3.1.3.1.2.1 *Caractéristiques du message (F/NAV) transmis sur E5a-I*

3.1.3.1.2.1.1 Le message sur E5a-I sera transmis comme une séquence de trames comme il est indiqué dans la figure B-15. La période de chaque trame durera 600 secondes. Chaque trame comprendra 12 sous-trames de 50 secondes chacune. Chaque sous-trame comprendra cinq pages de 10 secondes chacune.

3.1.3.1.2.1.2 *Structure de page.* Chaque structure de page contiendra les éléments suivants structurés selon le modèle présenté dans le tableau B-30 :

- 12 symboles du bloc de synchronisation
- 488 symboles entrelacés du bloc-message

Tableau B-30. Présentation de la page F/NAV

Sync.	*Symboles F/NAV*
12	488

Total (symboles)
500

Mot du message F/NAV (bits)			*Queue (bits)*
Type de page	Données nav.	CRC	
6	208	24	6

Total (bits)
244

3.1.3.1.2.1.3 *Bloc de synchronisation.* Le premier élément de chaque page sera une séquence de synchronisation de 12 symboles. La séquence sera « 101101110000 » avec le symbole du bloc-message émis en premier, et ajouté au début du champ des 488 symboles entrelacés du bloc-message après la procédure d'entrelacement décrite au § 3.1.3.1.2.1.6.

3.1.3.1.2.1.4 *Mot du message F/NAV.* Le mot du message contiendra 244 bits comprenant un type de page de 6 bits, un champ de données de 208 bits, un CRC de 24 bits et un champ de queue de 6 bits. Le champ de queue de 6 bits sera « 000000 ».

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les mots du message figurent dans le document Galileo OS SIS ICD.

3.1.3.1.2.1.5 *Codage de la FEC du message F/NAV.* Un flot de données à 25 bits par seconde sera codé à raison de deux symboles par bit, selon un codage à convolution de longueur de contrainte 7, afin de générer 50 symboles par seconde. Le circuit logique du codeur à convolution sera conforme à la figure B-16, la sortie G1 étant active pendant la première moitié de chaque période de 40 millisecondes de bits de données, donnant 488 symboles par page où S_1 est le premier symbole et S_{488}, le dernier.

3.1.3.1.2.1.6 *Procédure d'entrelacement du signal E5a-I.* Les symboles du bloc-message du signal E5a-I seront entrelacés à l'aide d'une matrice à 61 colonnes et à 8 rangées, où chaque entrée est un symbole. Les symboles du bloc-message seront écrits dans chaque colonne et classés pour l'émission, rangée par rangée, en commençant par le coin supérieur gauche de la matrice, comme il est indiqué dans le tableau B-31.

Tableau B-31. Matrice d'entrelacement de E5a-I

Colonnes→ Rangées ↓	C_1	C_2	C_3	…	C_{60}	C_{61}
R_1	S_1	S_9	S_{17}	…	S_{473}	S_{481}
R_2	S_2	S_{10}	S_{18}	…	S_{474}	S_{482}
R_3	S_3	S_{11}	S_{19}	…	S_{475}	S_{483}
…	…	…	…	…	…	…
R_7	S_7	S_{15}	S_{23}	…	S_{479}	S_{487}
R_8	S_8	S_{16}	S_{24}	…	S_{480}	S_{488}

3.1.3.1.2.2 *Caractéristiques du message (I/NAV) transmis sur E1-B*

3.1.3.1.2.2.1 Le message sur E1-B sera transmis comme une séquence de trames, comme il est indiqué dans la figure B-17. La période de chaque trame sera de 720 secondes. Chaque trame comprendra 24 sous-trames de 30 secondes chacune. Chaque sous-trame comprendra 15 pages nominales de 2 secondes chacune. Chaque page comprendra deux sous-pages d'une seconde chacune.

Note 1.— Les deux sous-pages d'une page sont appelées page paire et page impaire.

Note 2.— La structure du message I/NAV est présentée dans la figure B-17.

3.1.3.1.2.2.2 *Type de page.* Il y aura deux types de pages, une page nominale et une page d'alerte. La page nominale comprendra le mot de données nominal.

Note.— La page d'alerte est réservée pour des applications futures.

3.1.3.1.2.2.3 *Page nominale.* Une page nominale comprendra deux parties (paire et impaire) transmises séquentiellement sur la même fréquence et structurées comme l'indique le tableau B-33. La page nominale comprendra 240 bits, les 120 premiers bits seront sur la page nominale paire et les 120 autres, sur la page nominale impaire.

3.1.3.1.2.2.4 *Mot de données nominal.* Le mot de données nominal de E1-B contiendra 128 bits composés d'un type de mot de 6 bits et d'un champ de données de 122 bits.

3.1.3.1.2.2.5 *Structure de la sous-page*. Chaque structure de sous-page comprendra les éléments suivants, structurés selon la présentation du tableau B-32 :

a) 10 symboles du bloc de synchronisation ;

b) 240 symboles entrelacés du bloc-message.

3.1.3.1.2.2.6 *Bloc de synchronisation.* Le premier élément de chaque sous-page sera une séquence de synchronisation de 10 symboles. La séquence sera « 0101100000 », avec le symbole du bloc-message émis en premier, et ajouté au début du champ de 240 symboles entrelacés du bloc message après la procédure d'entrelacement décrite au § 3.1.3.1.2.2.10.

3.1.3.1.2.2.7 *Sous-page paire.* La sous-page paire comprendra un bit indiquant quelle partie (paire ou impaire) de la sous-page est émise, un bit de type pour indiquer qu'il s'agit d'une page nominale, les 112 premiers bits du mot de données nominal et un champ de queue de 6 bits, comme l'indique le tableau B-33. Le champ de queue sera « 000000 ».

Tableau B-32. Présentation de la sous-page I/NAV

Sync.	*Symboles de la sous-page I/NAV (paire ou impaire)*
10	240

Total (symboles)
250

Bits de la sous-page I/NAV (paire ou impaire)	*Queue (bits)*
114	6

Total (bits)
120

Tableau B-33. Page nominale du message I/NAV avec les attributions de bits

E1-B									
Paire/impaire=1	*Type de page=0*	*Mot de données (2/2)*	*Réservé 1*	*SAR*	*Réserve*	*CRC*	*Réservé 2*	*Queue*	*Total (bits)*
1	1	16	40	22	2	24	8	6	120

Paire/impaire=0	*Type de page=0*	*Mot de données (1/2)*	*Queue*	*Total (bits)*
1	1	112	6	120

Note 1.— Le champ paire/impaire (1 bit) indique la partie de la page (0=paire/1=impaire) qui est diffusée.

Note 2.— Le champ du type de page (1 bit) égal à 0 indique le type de page nominale.

Note 3.— Le champ de données comprend un mot de données nominal (décrit au § 3.1.3.1.2.2.4) de 128 bits [composé de 112 bits de données (1/2) et de 16 bits de données (2/2)].

3.1.3.1.2.2.8 *Sous-page impaire.* La sous-page impaire comprendra un bit indiquant quelle partie (paire ou impaire) de la sous-page est émise, un bit de type pour indiquer qu'il s'agit d'une page nominale, les 16 derniers bits du mot de données nominal, un champ de 40 bits « réservé 1 », 22 bits pour les données de recherche et sauvetage (SAR), un champ de réserve de 2 bits, un CRC de 24 bits, un champ de 8 bits « réservé 2 », et un champ de queue de 6 bits, comme l'indique le tableau B-33. Le champ de queue sera « 000000 ».

Note.— Galileo offre des fonctions améliorées d'appel et de localisation de détresse pour un service SAR interopérable avec le système COSPAS-SARSAT. Le service sar de Galileo ne fait pas partie du champ d'application de l'Annexe 10.

3.1.3.1.2.2.9 *Codage de la FEC du message I/NAV*. Un flot de données à 125 bits par seconde dans les sous-pages paires et impaires sera codé à raison de deux symboles par bit, selon un codage à convolution de longueur de contrainte 7, afin de générer 250 symboles par seconde. Le circuit logique du codeur à convolution sera conforme à la figure B-18, la sortie G1 étant active pendant la première moitié de chaque période de 8 millisecondes de bits de données, donnant 240 symboles par page où S_1 est le premier symbole et S_{240}, le dernier.

3.1.3.1.2.2.10 *Procédure d'entrelacement pour le signal E1-B.* Les symboles du bloc-message du signal E1-B seront entrelacés à l'aide d'une matrice à 30 colonnes et à 8 rangées, où chaque entrée est un symbole. Les symboles du bloc-message seront écrits dans chaque colonne et classés pour l'émission, rangée par rangée, en commençant par le coin supérieur gauche de la matrice, comme il est indiqué dans le tableau B-34.

3.1.3.1.2.2.11 *Séquence de transmission des pages nominales sur E1.* Les pages seront transmises sur le signal E1-B de telle manière que chaque sous-page paire d'un mot sera transmise avant la sous-page impaire du même mot.

3.1.3.1.3 *TENEUR DES DONNÉES*

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les paramètres et la teneur des données de navigation du service ouvert de Galileo figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, chapitres 4 et 5.

3.1.3.1.3.1 La teneur des types de page du signal E5a-I (F/NAV) est décrite dans le tableau B-35.

Tableau B-34. Matrice d'entrelacement pour E1-B

Colonnes→ Rangées ↓	C_1	C_2	C_3	…	C_{29}	C_{30}
R_1	S_1	S_9	S_{17}	…	S_{225}	S_{233}
R_2	S_2	S_{10}	S_{18}	…	S_{226}	S_{234}
R_3	S_3	S_{11}	S_{19}	…	S_{227}	S_{235}
…	…	…	…	…	…	…
R_7	S_7	S_{15}	S_{23}	…	S_{231}	S_{239}
R_8	S_8	S_{16}	S_{24}	…	S_{232}	S_{240}

Tableau B-35. Teneur des types de page du signal E5a-I (F/NAV)

	Type de page	*Teneur de la page*
Sous-trame impaire	1	IODnav, SVID, correction d'horloge, indice de précision du SIS (SISA), correction des effets ionosphériques, temps de propagation de groupe diffusé (BGD), état de fonctionnement du signal (SHS), temps système Galileo (GST) et état de validité des données (DVS)
	2	IODnav, éphémérides (1/3) et GST
	3	IODnav, éphémérides (2/3) et GST
	4	IODnav, éphémérides (3/3), conversion GST-UTC, conversion GST-GPS et temps de la semaine (TOW)
	5	IODa, numéro de semaine de l'almanach, temps de référence de l'almanach, almanach pour satellite k+3(n-1)/2 et almanach pour satellite (k+1)+3(n-1)/2 partie 1 ; où n est le numéro de la sous-trame
Sous-trame paire	1	IODnav, SVID, correction d'horloge, SISA, correction des effets ionosphériques, BGD, SHS, GST et DVS
	2	IODnav, éphémérides (1/3) et GST
	3	IODnav, éphémérides (2/3) et GST
	4	IODnav, éphémérides (3/3), conversion GST-UTC, conversion GST-GPS et temps de la semaine (TOW)
	6	IODa, almanach pour satellite (k+1)+3(n-2)/2 partie 2 et almanach pour satellite (k+2)+3(n-2)/2 ; où n est le numéro de la sous-trame

Note 1.— Les sous-trames impaires comprennent le type de page 5 et les sous-trames paires, le type de page 6. Cela permet la transmission des almanachs pour trois satellites dans deux sous-trames successives (100 secondes).

Note 2.— le paramètre k désigne le « satellite numéro 1 », k+1 désigne le « satellite numéro 2 », etc. Ce n'est pas un paramètre de données de navigation. k est fixé par le système de contrôle de Galileo. La trame complète du message F/NAV (12 sous-trames) peut transmettre les almanachs pour 18 satellites, selon la séquence indiquée dans le document Galileo OS SIS ICD*, § 4.2.3.*

Note 3.— Des renseignements supplémentaires sur l'attribution de bit des différents types de page du message F/NAV figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, *§ 4.2.4.*

3.1.3.1.3.2 La teneur des types de mot du signal E1-B (I/NAV) est décrite dans le tableau B-36.

Note 1.— Des renseignements supplémentaires sur la présentation de la sous-trame nominale du message I/NAV figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 4.3.3.

Note 2.— Le paramètre k change toutes les deux sous-trames (c'est-à-dire que les sous-trames 1 et 2 ont le même paramètre k, les sous-trames 3 et 4 ont le même paramètre suivant, etc.). La trame complète du message I/NAV (24 sous-trames) peut transmettre les almanachs pour 36 satellites, selon la séquence indiquée dans le document Galileo OS SIS ICD, § 4.3.4.

Note 3.— Des renseignements supplémentaires sur l'attribution de bit des différents types de mot du message I/NAV figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 4.3.5.

3.1.3.1.3.3 Les paramètres des éphémérides seront fournis dans les messages I/NAV et F/NAV émis par chaque satellite de Galileo. Une seule éphéméride sera applicable à tous les signaux d'un satellite particulier.

Note.— Les éphémérides sont calculées par rapport au centre de phase apparent de l'antenne commun à chaque fréquence.

Tableau B-36. Teneur des types de mot du signal E1-B (I/NAV)

Type de mot	*Teneur du mot*
0	Mot de réserve
1	IODnav et éphémérides (1/4)
2	IODnav et éphémérides (2/4)
3	IODnav et éphémérides (3/4)
4	IODnav, SVID, éphémérides (4/4) et correction d'horloge
5	Correction des effets ionosphériques, BGD, SHS, GST et DVS
6	Conversion GST-UTC et TOW
7	IODa, almanach pour le satellite k (partie 1), temps de référence de l'almanach et numéro de semaine de l'almanach
8	IODa, almanach pour le satellite k (partie 2) et le satellite k+1 (partie 1)
9	IODa, temps de référence de l'almanach, numéro de semaine de l'almanach, almanach pour le satellite k+1 (partie 2) et le satellite k+2 (partie 1)
10	IODa, almanach pour le satellite k+2 (partie 2) et les paramètres de conversion GST-GPS

3.1.3.1.3.4 L'état du SIS du service ouvert de Galileo aura l'une des trois valeurs suivantes :

• SIS « en état de fonctionner » : le SIS devrait répondre aux exigences de performance minimales.
• SIS « hors d'état de fonctionner » : le SIS est hors service ou est en phase d'essai.
• SIS « marginal » : l'état du SIS ne correspond à aucun des deux états précédents.

3.1.3.1.3.4.1 L'état du SIS sera codé dans le message de navigation au moyen de trois indicateurs d'état du SIS : l'indicateur d'état de fonctionnement du signal (SHS), l'indicateur d'état de validité des données (DVS) et l'indice de précision du SIS (SISA).

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la position des indicateurs d'état du SIS de Galileo dans le message de navigation figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 5.1.9.3 et 5.1.12.

3.1.3.1.3.4.2 *SISA.* Le SISA sera codé selon ce qui est indiqué dans le tableau B-37.

Tableau B-37. Indice SISA

SISA	*Valeur de précision du SIS (m)*
0 à 49	0 m à 0,49 m avec une résolution de 1 cm
50 à 74	0,50 m à 0,98 m avec une résolution de 2 cm
75 à 99	1,00 m à 1,96 m avec une résolution de 4 cm
100 à 125	2,00 m à 6,00 m avec une résolution de 16 cm
126 à 254	Réserve
255	Pas de prédiction de précision disponible (NAPA)

3.1.3.1.3.4.3 Le SISA sera codé selon ce qui est indiqué dans le tableau B-38.

Tableau B-38. Paramètres du SISA

Paramètre	*Définition*	*BITS*	*Facteur d'échelle*	*Unités*
SISA (E1, E5a)	Indice de précision du SIS pour la double fréquence E1-E5a	8	S. o.	Sans dimension
SISA (E1, E5b)	Indice de précision du SIS pour la double fréquence E1-E5b	8	S. o.	Sans dimension

3.1.3.1.3.4.4 *État de fonctionnement du signal (SHS).* L'indice SHS sera codé selon les valeurs figurant dans le tableau B-39.

Tableau B-39. Indice d'état de fonctionnement du signal

Indice SHS	*Définition de l'état du signal*
0	Signal OK
1	Signal hors service
2	Signal sera hors service
3	Signal en mode essai

3.1.3.1.3.4.5 *État de validité des données (DVS).* L'indice DVS sera codé selon les valeurs figurant dans le tableau B-40.

Tableau B-40. Indice de l'état de validité des données

Indice de l'état de validité des données	*Définition de l'état du signal*
0	Données de navigation valides (NDV)
1	Fonctionnement sans garantie (WWG)

3.1.3.1.3.4.6 La mise en correspondance entre les valeurs des indicateurs d'état du SIS suivra le format de présentation du tableau B-41.

Tableau B-41. État du SIS du service ouvert de Galileo par rapport aux indicateurs d'état du SIS

État du SIS	*Message fictif*	*Indicateurs du SIS*		
		SHS	*DVS*	*SISA*
En état de fonctionner	NON	Ok	NDV	Pas NAPA
Hors d'état de fonctionner	NON	Hors service	N'importe quelle valeur	N'importe quelle valeur
	NON	En essai	N'importe quelle valeur	N'importe quelle valeur
	OUI	S. o.	S. o.	S. o.
Marginal	NON	Ok	WWG	N'importe quelle valeur
	NON	Ok	N'importe quelle valeur	NAPA
	NON	Sera hors service	N'importe quelle valeur	N'importe quelle valeur

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les indicateurs de Galileo figurent dans le document European GNSS (Galileo) Open Service Definition Document *(version 1.1), daté de mai 2019 (ci-après désigné « Galileo OS SDD »).*

3.1.3.1.3.5 *Almanach.* Les messages F/NAV et I/NAV contiendront les données d'almanach pour une constellation comptant jusqu'à 36 satellites. Les données d'almanach seront un sous-ensemble à précision réduite des paramètres d'horloge et d'éphémérides des satellites actifs de Galileo en orbite. De même, un état de fonctionnement prévu du satellite sera fourni pour chacun de ces satellites, donnant des indications sur l'état des composantes du signal du satellite et sur l'état des données de navigation.

3.1.3.1.3.6 *Messages fictifs.* Si aucune donnée valide F/NAV ou I/NAV ne peut être transmise, le satellite transmettra alors une page fictive avec un identificateur de message de 63 dans les signaux respectifs F/NAV ou I/NAV.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la page fictive figurent dans le document Galileo OS SIS ICD, § 4.2.5 et 4.3.6.

3.1.3.1.3.7 *Identification des données (IOD).* Le satellite de Galileo diffusera les paramètres de navigation en ensembles de données. Chaque ensemble de données de navigation diffusé par un satellite de Galileo sera identifié par une valeur IOD.

Note.— Deux IOD indépendantes sont définies pour les éphémérides, les paramètres de correction d'horloge du satellite et le SISA (« IODnav ») et les almanachs (« IODa »).

3.1.3.1.3.7.1 La valeur IODnav diffusée par un satellite de Galileo dans un ensemble de données de navigation (éphémérides et corrections d'horloge) sera unique par rapport à toute autre IODnav diffusée par le même satellite de Galileo dans les 240 minutes précédentes.

3.1.3.1.3.8 *Temps de validité des données de navigation.* Dans les opérations nominales, chaque ensemble de données de navigation sera remplacé avant qu'il expire à 4 heures par la diffusion d'un nouvel ensemble de données de message de navigation.

Note.— La période nominale de mise à jour des éphémérides et des corrections d'horloge va de 10 minutes à trois heures.

3.1.3.1.3.9 *Temps de la semaine (TOW) de Galileo.* Le temps de la semaine couvrira une semaine entière de 0 à 604 799 secondes et sera remis à zéro à la fin de chaque semaine.

Note.— Le TOW est défini comme le nombre de secondes qui se sont passées depuis le dernier changement de semaine.

3.1.3.1.3.10 *Numéro de semaine (WN) de Galileo.* Le numéro de semaine (WN) sera composé de 12 bits, qui couvrent 4 096 semaines. Le compteur sera remis à zéro pour couvrir une période supplémentaire (modulo 4 096).

Note.— Le WN est un compteur en entiers qui donne le numéro de semaine séquentiel à partir du début du GST.

3.1.3.2 *DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR APPLICATIONS DE DONNÉES*

3.1.3.2.1 *Algorithme de contrôle de parité.* Pour les données F/NAV et I/NAV, un CRC de 24 bits sera généré par le polynôme générateur suivant *G(X) :*

$$G(X) = (1 + X)P(X)$$

où :

$$P(X) = X^{23} + X^{17} + X^{13} + X^{12} + X^{11} + X^{9} + X^{8} + X^{7} + X^{5} + X^{3} + 1$$

Note.— Le code CRC est calculé conformément au § 3.9 du présent appendice.

3.1.3.2.1.1 Le champ données CRC du message F/NAV, *M(X)*, sera calculé à l'aide de l'équation suivante :

$$M(X) = \sum_{1}^{214} m_i X^{214-i} = m_1 X^{213} + m_2 X^{212} + \cdots + m_{213} X + m_{214}$$

M(X) sera formé de l'identificateur de type de page de 6 bits du message E5a-I et du champ de données de 208 bits. L'ordre suivi sera celui dans lequel le satellite Galileo transmet les bits : m_1 correspondra au premier bit transmis de l'identificateur de type de page et m_{214}, au bit 208 du champ de données.

3.1.3.2.1.2 Le champ données CRC de la page nominale du message I/NAV, *M(X)*, sera calculé à l'aide de l'équation :

$$M(X) = \sum_{1}^{113} m_{e,i+1} X^{194-i} + \sum_{1}^{81} m_{o,i+1} X^{81-i} = m_{e,2} X^{193} + m_{e,3} X^{192} + \cdots + m_{e,113} X^{82} + m_{e,114} X^{81} + m_{o,2} X^{80} + m_{o,3} X^{79} + \ldots + m_{o,81} X + m_{o,82}$$

M(x) sera formé des champs pair (e)/impair (0), des champs de type de page, des champs de mot de données (1/2 et 2/2), du champ réservé 1, du champ SAR (sur l'E1-B seulement) et des champs de réserve. En mode nominal, le CRC sera calculé pour les sous-pages paires et impaires de la même fréquence et sera toujours transmis dans la sous-page impaire.

3.1.3.2.2 *Paramètres de correction d'horloge du satellite.* Le décalage prévu de l'instant de transmission (TOT) du signal du satellite physique par rapport au TOT du signal du satellite en GST sera calculé pour la combinaison du signal à double fréquence à l'aide de la formule suivante :

$$TOT_c(X) = TOT_m(X) - \Delta t_{SV}(X)$$

où :

- $(X)=(f_1,f_2)$ est la combinaison à double fréquence f_1 et f_2 utilisée pour le modèle d'horloge ;
- $TOT_C(X)$ est le TOT du satellite, corrigé en GST pour la combinaison de signal X ;
- $TOT_m(X)$ est le TOT du satellite physique pour la combinaison de signal X obtenue par des mesures de pseudodistance ;
- $\Delta t_{SV}(X)$ est la correction de l'heure du satellite pour la combinaison de signal X calculée au moyen des données de correction de l'heure récupérées du message de navigation, comme suit :

$$\Delta t_{SV}(X) = a_{f0}(X) + a_{f1}(X)[t - t_{0C}(X)] + a_{f2}(X)[t - t_{0C}(X)]^2 + \Delta t_r$$

où :

- $a_{f0}(X)$, $a_{f1}(X)$, $a_{f2}(X)$ et $t_{0c}(X)$ sont des paramètres transmis en type de page 1 du message F/NAV, et en type de mot 4 du message I/NAV comme il est indiqué au § 3.1.3.1.3 ;
- $t_{0c}(X)$ est le temps de référence pour la correction d'horloge ;
- t est le temps GST en secondes ;

- Δt_r, exprimée en secondes, est une correction relativiste, donnée par $\Delta t_r = F\ e\ A^{1/2}\ sin(E)$ où les paramètres orbitaux (e, $A^{1/2}$) sont transmis en type de page 2 du message F/NAV et en type de mot 1 du message I/NAV, comme il est indiqué au § 3.1.3.1.3, E est l'anomalie excentrique calculée et $F = -2\mu^{1/2}/c^2 = -4{,}442807309 \times 10^{-10}$ s/m$^{1/2}$.

3.1.3.2.2.1 Un récepteur d'utilisateur à fréquence unique qui traite des pseudo-trames de la fréquence f_1 appliquera la correction suivante à la correction d'horloge du satellite Δt_{SV} définie au § 3.1.3.2.2 :

$$\Delta t_{SV}\ (f_1) = \Delta t_{SV}\ (f_1, f_2) - BGD(f_1, f_2)$$

où :

$BGD(f_1,f_2)$ est le temps de propagation de groupe diffusé qui est transmis en type de page 1 du message F/NAV et en type de mot 5 du message I/NAV comme il est indiqué au § 3.1.3.1.3 et défini comme suit :

$$BGD(f_1, f_2) = \frac{TR_1 - TR_2}{1 - \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2}$$

où :

- f_1 et f_2 indiquent les fréquences porteuses E1 et E5a, respectivement ;
- TR_1 et TR_2 sont les temps de propagation de groupe des signaux dont les fréquences porteuses sont respectivement f_1 et f_2.

3.1.3.2.2.2 Un récepteur d'utilisateur à fréquence unique qui traite des pseudo-trames de la fréquence f_2 appliquera la correction suivante à la correction d'horloge du satellite Δt_{SV} définie au § 3.1.3.2.2 :

$$\Delta t_{SV}\ (f_2) = \Delta t_{SV}\ (f_1, f_2) - \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2 BGD(f_1, f_2)$$

3.1.3.2.3 *Algorithme et paramètres de conversion GST-UTC.* Le temps UTC t_{UTC} sera calculé selon trois scénarios différents selon l'impulsion d'un possible ajustement de seconde intercalaire (valeur programmée future ou d'un passé récent) indiquée par le numéro du jour (*DN*), le jour à la fin duquel la seconde intercalaire est effective et le numéro de la semaine (WN_{LSF}) auquel se rapporte le *DN*. Le « Jour nº 1 » du *DN* sera le premier qui suit le changement de semaine et la donnée WN_{LSF} se composera des 8 bits qui sont une représentation binaire modulo 256 du numéro de semaine de Galileo auquel se rapporte le *DN*. Les trois scénarios suivants s'appliqueront :

Scénario A :

Chaque fois que le temps d'ajustement de seconde intercalaire indiqué par WN_{LSF} et *DN* n'est pas dans le passé (relativement au temps présent de l'utilisateur), et que le temps présent de l'utilisateur n'entre pas dans la période de temps qui commence six heures avant le temps effectif et se termine six heures après le temps effectif, le t_{UTC} sera calculé comme suit :

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC})[\text{Modulo } 86400]$$

où :

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1(t_E - t_{0t} + 604800(WN - WN_{0t}))$$

Scénario B :

Chaque fois que le temps présent de l'utilisateur entre dans la période de temps qui commence six heures avant le temps d'ajustement de seconde intercalaire et se termine six heures après, le t_{UTC} sera calculé comme suit (Δt_{UTC} défini dans le scénario A) :

$$t_{UTC} = W[\text{Modulo } (86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS})]$$

où :

$$W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43200)[\text{Modulo } 86400] + 43200$$

Scénario C :

Chaque fois que le temps d'ajustement de seconde intercalaire est dans le « passé » (relativement à l'heure courante de l'utilisateur), et que le temps présent de l'utilisateur n'entre pas dans la période de temps qui commence six heures avant le temps d'ajustement de seconde intercalaire, et se termine six heures après, le t_{UTC} sera calculé comme suit :

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC})[\text{Modulo } 86400]$$

où :

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LSF} + A_0 + A_1(t_E - t_{0t} + 604800(WN - WN_{0t}))$$

- A_0, A_1, Δt_{LS}, t_{0t}, WN_{0t}, WN_{LSF}, DN et Δt_{LSF} sont des paramètres de conversion du temps GST à UTC transmis en type de page 4 du message F/NAV et en type de mot 6 du message INAV, comme il est indiqué au § 3.1.3.1.3 ;

- t_E est le temps GST estimé par l'utilisateur grâce à son algorithme de détermination du temps GST ;

- WN est le numéro de semaine auquel se rapporte le t_E.

3.1.3.2.4 *Position du satellite.* Les coordonnées géocentriques à axes fixes (ECEF) de la position du centre de phase de l'antenne du satellite au temps GST t seront calculées à l'aide des formules suivantes :

$$x = x'\cos(\Omega) - y'\cos(i)\sin(\Omega)$$

$$y = x'\sin(\Omega) + y'\cos(i)\cos(\Omega)$$

$$z = y'\sin(i)$$

où :

$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_E)t_k - \omega_E t_{0e}$	longitude corrigée du nœud ascendant
$x' = r \cos u$	position dans le plan orbital
$y' = r \sin u$	position dans le plan orbital
$i = i_0 + \delta i + \frac{di}{dt} t_k$	inclinaison corrigée
$r = A(1-e \cos E) + \delta r$	rayon corrigé
$u = \Phi + \delta u$	latitude corrigée
$A = (A^{1/2})^2$	demi-grand axe
$\delta r = C_{rs} \sin 2\Phi + C_{rc} \cos 2\Phi$	rayon corrigé
$\delta u = C_{us} \sin 2\Phi + C_{uc} \cos 2\Phi$	correction en latitude
$\delta i = C_{is} \sin 2\Phi + C_{ic} \cos 2\Phi$	inclinaison corrigée
$\Phi = v + \omega$	latitude
$v = tan^{-1}\{\sin v / \cos v\}$ $= tan^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E / (1 - e\cos E)}{(\cos E - e) / (1 - e \cos E)}\right\}$	anomalie vraie
$t_k = t - sdf\, t_{0e}$	t est le temps système Galileo et t_k est l'écart total réel entre le temps t et l'instant de l'impulsion t_{0e} (t_{0a} pour les almanachs) avec prise en compte des changements de semaine
$M = E - e \sin(E)$	formule de Kepler donnant l'anomalie excentrique E
$M = M_0 + nt_k$	anomalie moyenne
$n = n_0 + \Delta n$	déplacement moyen corrigé
$n_0 = \sqrt{\mu / A^3}$	déplacement moyen calculé (rad/s)
$M_0, \Delta n, e, A^{1/2}, \Omega_0, i_0, \omega, \dot{\Omega}, di/dt, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs}, C_{ic}, C_{is}, t_{0e}$	paramètres d'éphémérides transmis dans les types de pages 2, 3 et 4 du message F/NAV et dans les types de mot 1, 2, 3 et 4 du message I/NAV, comme indiqué au § 3.3.1.3
$\pi = 3{,}1415926535898$	rapport de la circonférence d'un cercle à son diamètre
$\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}$ m^3/s^2	constante gravitationnelle géocentrique
$\omega_E = 7{,}2921151467 \times 10^{-5}$ rad/s	vitesse angulaire moyenne de la Terre
c = 299792458 m/s	vitesse de la lumière dans un vide

3.1.3.2.5 *Correction des effets ionosphériques*

Note.— Les récepteurs qui fonctionnement en fréquence unique peuvent utiliser l'algorithme de correction des effets ionosphériques pour la fréquence unique décrit dans le document ED-259 de l'EUROCAE, Minimum Operational Performance Standard for Galileo/Global Positioning System/Satellite-based Augmentation System Airborne Equipment*, appendice J (toutes les versions).*

3.1.3.3 ÉLÉMENTS EMBARQUÉS

3.1.3.3.1 *RÉCEPTEUR GALILEO*

3.1.3.3.1.1 *Poursuite du satellite. Le récepteur offrira la possibilité de poursuivre en permanence au moins quatre satellites Galileo et de calculer une position à l'aide des mesures fournies par ces derniers.*

3.1.3.3.1.2 *Décalage Doppler. Le récepteur sera en mesure de compenser les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase de la porteuse Galileo et le code OS. Le décalage à compenser est celui qui est propre à l'application envisagée.*

3.1.3.3.1.3 *Protection contre le brouillage. Le récepteur répondra aux exigences du § 3.7, relatives à la protection contre le brouillage.*

3.1.3.3.1.4 *Application des données d'horloge et des éphémérides.* Le récepteur surveillera la valeur IODnav et actualisera les éphémérides et les données d'horloge dès qu'un changement de paramètre sera détecté. Pour calculer la position et les corrections d'horloge, les récepteurs utiliseront pour chaque satellite des paramètres étiquetés IODnav correspondant à la même valeur IODnav. Ces paramètres seront extraits du plus récent ensemble de données de navigation transmis.

Note.— Les valeurs IODnav n'augmentent pas nécessairement d'un échelon. Une valeur d'IODnav plus élevée ne signifie pas nécessairement qu'elle indique des données plus récentes. La seule comparaison valable entre les valeurs IODnav est de savoir si elles sont égales ou non. Pour le positionnement, les utilisateurs peuvent combiner le SIS de différents satellites avec des valeurs IODnav différentes, pourvu que les paramètres de navigation dérivés de chaque satellite aient une valeur IODnav unique.

3.1.3.3.1.5 *Durée de validité des données de navigation.* Le récepteur utilisera uniquement les éphémérides et les corrections d'horloge d'un ensemble de données de navigation pendant une période de temps n'excédant pas quatre heures par rapport au temps de référence des éphémérides (t_{0e}). Le récepteur ne se fiera pas aux critères de performance décrits dans le chapitre 3, § 3.7.3.1.3, si le t_{0e} dépasse quatre heures.

Note.— Des éléments indicatifs sur le t_{0e} figurent dans le supplément D, § 4.1.3.11.

3.1.3.4 TEMPS

3.1.3.4.1 *Temps système Galileo (GST).* Le GST sera une échelle de temps continu basée sur la définition de la seconde (selon le Système international d'unités, SI) dont l'origine/impulsion de référence [GST (T0)] sera défini comme étant 13 secondes avant 1999-08-22 00:00:00 UTC. Le message de navigation de Galileo contiendra tous les paramètres nécessaires pour convertir le temps GST en temps UTC.

Note.— Des éléments indicatifs sur le GST figurent dans le supplément D, § 4.1.3.9.

3.1.3.5 SYSTÈME DE COORDONNÉES

3.1.3.5.1 Les éphémérides diffusées par le service ouvert de Galileo détermineront la position du centre de phase de l'antenne d'émission du satellite considéré dans le cadre de référence ECEF du repère de référence terrestre (GTRF) de Galileo.

3.1.3.5.2 La différence du GTRF par rapport à la dernière mise en œuvre physique du Repère international de référence terrestre (ITRF) ne dépassera pas 3 cm à 95 % mondialement.

Note 1.— Le WGS-84 et le GTRF sont des réalisations de l'ITRF. La différence entre le GTRF et le WGS-84 utilisé dans le GPS n'est pas considérée comme importante pour l'aviation.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires sur le GTRF figurent dans le supplément D, § 4.1.3.10.

3.1.4 Service ouvert (OS) du Système de navigation par satellite BeiDou (BDS) (B1I, B1C et B2a)

3.1.4.1 ÉLÉMENTS NON EMBARQUÉS

3.1.4.1.1 *CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES DU BDS*

Note.— La présente section décrit les caractéristiques radioélectriques des signaux B1I, B1C et B2a du BDS transmis par les satellites en MEO et en IGSO du BDS-3.

3.1.4.1.1.1 *Exigences communes aux signaux B1I, B1C et B2a*

3.1.4.1.1.1.1 *Bruit de la phase de la porteuse.* La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée B1I, B1C et B2a sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase de troisième ordre ayant une largeur de bande passante de bruit de 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision de 0,1 radian en moyenne quadratique.

3.1.4.1.1.1.2 *Rayonnement non essentiel.* Dans la largeur de bande attribuée du canal, la puissance du rayonnement non essentiel dans la bande sera inférieure d'au moins 50 dB à la puissance de la porteuse non modulée B1I, B1C et B2a.

Note.— La largeur de bande attribuée du canal au signal B1I est de 4,096 MHz. La largeur de bande attribuée au signal B1C est de 32,736 MHz. La largeur de bande attribuée au signal B2a est de 20,46 MHz.

3.1.4.1.1.1.3 *Cohérence des données/du code.* Le bord de chaque symbole de données sera aligné sur le bord du chip de code de mesure de distance correspondant, et l'heure du début du premier chip du code périodique de mesure de distance sera aligné sur le bit du symbole de données. Les bords de chaque chip de code secondaire seront alignés sur les bords du chip de code primaire et l'heure du début de chaque chip de code primaire sera alignée sur l'heure du début de chaque chip de code secondaire.

3.1.4.1.1.2 *Caractéristiques radioélectriques du signal B1I*

3.1.4.1.1.2.1 *Perte de corrélation du signal B1I.* La perte de corrélation due aux distorsions de la charge utile ne dépassera pas 0,6 dB pour le signal B1I.

3.1.4.1.1.2.2 *Code de mesure de distance du signal B1I.* La vitesse du code de mesure de distance du signal B1I sera de 2,046 mégachips par seconde, et sa longueur sera de 2 046 chips. Le code de mesure de distance du signal B1I (ci-après appelé C_{B1I}) sera un code Gold équilibré tronqué avec le dernier chip. Le code Gold sera généré au moyen de l'addition

modulo 2 des séquences G1 et G2 qui sont respectivement dérivées de deux registres linéaires de 11 bits. Le générateur du C_{B1I} sera présenté dans la figure B-19.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code de mesure de distance du signal B1I figurent dans le document BeiDou Navigation Satellite System Signal In Space Interface Control Document*,* Open Service Signal B11 *(version 3.0), daté de février 2019 (ci-après désigné « BDS OS B1I ICD »), section 4.3.*

3.1.4.1.1.3 *Caractéristiques radioélectriques du signal B1C*

3.1.4.1.1.3.1 *Perte de corrélation du signal B1C.* La perte de corrélation due aux distorsions de la charge utile ne dépassera pas 0,3 dB pour le signal B1C.

3.1.4.1.1.3.2 *Génération du signal B1C.* Le signal B1C aura deux composantes, la composante de données B1C et la composante pilote B1C.

3.1.4.1.1.3.3 *Division de la puissance du signal B1C.* La puissance du signal B1C sera divisée selon un rapport de 1 à 3 entre la composante de données B1C et la composante pilote B1C.

3.1.4.1.1.3.4 *Code de mesure de distance de la composante de données B1C (C_{BIC_pilot}).* La séquence du code de mesure de distance de la composante de données du signal B1C sera un code primaire d'une longueur de 10 230 chips repris toutes les 10 millisecondes.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code primaire de la composante de données du signal B1C figurent dans le document BDS OS B1C ICD, section 5.2.1.

3.1.4.1.1.3.5 *Code de mesure de distance de la composante pilote B1C (C_{B1C_pilot}).* La séquence du code de mesure de distance de la composante pilote du signal B1C sera l'addition modulo 2 du code primaire d'une longueur de 10 230 chips repris toutes les 10 millisecondes et du code secondaire d'une longueur de 1 800 chips repris toutes les 18 000 millisecondes.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code primaire et au code secondaire de la composante pilote du signal B1C figurent dans le document BDS OS B1C ICD, sections 5.2.1 et 5.2.2.

3.1.4.1.1.3.6 *Génération de la composante de données du signal B1C (S_{BIC_data}).* La composante de données du signal B1C sera générée à partir des données du message de navigation (D_{BIC_data}) et du code de mesure de distance (C_{BIC_data}) modulés par la sous-porteuse SC_{B1C_data} à double décalage BOC (1,1).

3.1.4.1.1.3.7 *Génération de la composante pilote du signal B1C (S_{BIC_pilot}).* La composante pilote du signal B1C sera générée à partir du code de mesure de distance (C_{BIC_pilot}) modulé par la sous-porteuse SC_{B1C_pilot} QMBOC (6, 1, 4/33). La sous-porteuse sera composée d'une sous-porteuse BOC (1, 1) et d'une sous-porteuse BOC (6, 1) qui seront en quadrature de phase l'une avec l'autre et auront un rapport de puissance de 29:4.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur la modulation du signal B1C figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 4.2.*

3.1.4.1.1.4 *Caractéristiques radioélectriques du signal B2a*

3.1.4.1.1.4.1 *Perte de corrélation du signal B2a.* La perte de corrélation du signal due aux distorsions de la charge utile ne dépassera pas 0,6 dB pour le signal B2a.

3.1.4.1.1.4.2 *Génération du signal B2a.* Le signal B2a aura deux composantes, à savoir la composante de données B2a et la composante pilote B2a.

3.1.4.1.1.4.3 *Division de la puissance du signal B2a*. La puissance du signal B2a sera divisée en parties égales entre la composante de données B2a et la composante pilote B2a.

3.1.4.1.1.4.4 *Code de mesure de distance de la composante de données du signal B2a* (C_{B2a_data}). La séquence du code de mesure de distance de la composante de données du signal B2a sera l'addition modulo 2 d'un code primaire d'une longueur de 10 230 chips repris à chaque milliseconde et d'un code secondaire d'une longueur de 5 chips répété toutes les 5 millisecondes.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code primaire et au code secondaire de la composante de données du signal B2a figurent dans le document BDS OS B2a ICD, sections 5.2.1 et 5.2.2.

3.1.4.1.1.4.5 *Code de mesure de distance de la composante pilote du signal B2a* (C_{B2a_pilot}). La séquence du code de mesure de distance de la composante pilote du signal B2a sera l'addition modulo 2 d'un code primaire d'une longueur de 10 230 chips repris toutes les 10 millisecondes et d'un code secondaire d'une longueur de 100 chips répété toutes les 100 millisecondes.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code primaire et au code secondaire de la composante pilote du signal B2a figurent dans le document BDS OS B2a ICD, sections 5.2.1 et 5.2.2.

3.1.4.1.1.4.6 *Génération de la composante de données du signal B2a* (S_{B2a_data}). La composante de données du signal B2a sera modulée selon la méthode BPSK (10) à partir des données des messages de navigation (D_{B2a_data}) et du code de mesure de distance (C_{B2a_data}).

3.1.4.1.1.4.7 *Génération de la composante pilote du signal B2a* (S_{B2a_pilot}). La composante pilote du signal B2a sera modulée selon la méthode BPSK uniquement à partir du code de mesure de distance $C_{B2a\_pilot}(t)$.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs à la modulation du signal B2a figurent dans le document BDS OS B2a ICD*, section 4.2.*

3.1.4.1.2 *STRUCTURE DES DONNÉES*

3.1.4.1.2.1 *Caractéristiques du message B1I D1*

3.1.4.1.2.1.1 *Généralités.* Le message de navigation B1I diffusé par les signaux B1I des satellites en MEO et en IGSO du BDS-3 (« message de navigation D1 ») sera modulé avec le code secondaire Neuman-Hoffman (NH) de 1 kbps. Le message de navigation sera composé de supertrames, de trames et de sous-trames. La structure de la trame du message de navigation D1 sera celle qui est indiquée dans la figure B-20.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code NH figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, section 5.2.1.*

3.1.4.1.2.1.2 *Supertrame.* Chaque supertrame sera composée de 36 000 bits. Chaque supertrame contiendra 24 trames (24 pages).

3.1.4.1.2.1.3 *Trame.* Chaque trame contiendra 1 500 bits. Chaque trame sera composée de 5 sous-trames.

3.1.4.1.2.1.4 *Sous-trame.* Chaque sous-trame contiendra 300 bits. Chaque sous-trame sera composée de 10 mots. Chaque mot contiendra 30 bits. Chaque mot sera composé de données du message de navigation et de bits de parité.

3.1.4.1.2.1.5 *Parité des données.* Le mot 1 de chaque sous-trame contiendra 26 bits d'information et 4 bits de parité dans les bits de poids faible (LSB), et les mots 2 à 10 contiendront 22 bits d'information et 8 bits de parité dans les LSB. Le codage Bose-Chaudhuri-Hocquenghem (BCH)(15,11,1) sera utilisé pour la protection contre les erreurs et l'entrelacement.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au codage BCH(15,11,1) figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, section 5.1.3.*

3.1.4.1.2.1.6 *Préambule.* Les bits 1 à 11 de chaque sous-trame comprendront un préambule composé de la séquence de bits « 11100010010 ».

3.1.4.1.2.1.7 *Identification de la sous-trame.* Les bits 16 à 18 de chaque sous-trame contiendront l'identification de la sous-trame, codée comme suit :

Code	*001*	*010*	*011*	*100*	*101*	*110*	*111*
Identification de la sous-trame	1	2	3	4	5	Réservé	Réservé

3.1.4.1.2.1.8 *Secondes de la semaine (SOW).* Les bits 19 à 26 et les bits 31 à 42 de chaque sous-trame du message de navigation D1 contiendront les secondes de la semaine (SOW) de 20 bits définies comme étant le nombre de secondes écoulées depuis le dernier dimanche, à 00:00:00 BDT. Le décompte des SOW aura lieu au bord avant de la première impulsion du préambule (MSB) de la sous-trame.

3.1.4.1.2.1.9 *Bits réservés.* Les bits 12 à 15 de chaque sous-trame ou page d'une sous-trame seront réservés.

3.1.4.1.2.2 *Caractéristiques du message B1C*

3.1.4.1.2.2.1 *Généralités.* Le message de navigation B1C (message de navigation B-CNAV1) sera transmis comme une séquence de trames. Chaque trame contiendra 1 800 symboles avec un débit de 100 symboles par seconde. Chaque trame comprendra trois sous-trames dans la structure de base de la trame indiquée dans la figure B-21.

3.1.4.1.2.2.2 *Sous-trame 1.* La sous-trame contiendra 14 bits avant le codage de correction d'erreur BCH. Après le code BCH (21,6) + BCH (51,8), sa longueur sera de 72 symboles.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code de correction d'erreur BCH (21,6) + BCH (51,8) figurent dans le document BDS OS B1C ICD, section 6.2.2.1.

3.1.4.1.2.2.3 *Sous-trame 2.* La sous-trame 2 contiendra 600 bits avant le code de contrôle de parité à faible densité (LDPC). Les 576 bits de poids fort (MSB) de la sous-trame 2 seront pris en compte dans le calcul du CRC, et les 24 bits de poids faible (LSB) seront les bits de CRC correspondants. Après le code LDPC 64-aire (200, 100), sa longueur sera de 1 200 symboles

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au code LDPC 64-aire (200, 100) figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 6.2.2.2.*

3.1.4.1.2.2.4 *Sous-trame 3.* La sous-trame 3 contiendra 264 bits avant le code LDPC. Les 6 bits de poids fort (MSB) seront la page type (identité de la page), les 24 bits de poids faible (LSB) seront les bits CRC, et les 234 restants seront les données du message. L'identité de la page (ID de page) et les données du message seront prises en compte dans le calcul du CRC. Après codage LDPC 64-aire (88,44), sa longueur sera de 528 symboles. La structure de la trame de la sous-trame 3 sera celle qui est indiquée dans la figure B-22.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au codage LDPC 64-aire (88,44) figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 6.2.2.3.*

3.1.4.1.2.2.5 *Entrelacement.* Après codage, la sous-trame 2 et la sous-trame 3 seront combinées et entrelacées à l'aide d'un entrelaceur par bloc.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs à l'entrelacement figurent dans le document BDS OS B1C ICD, section 6.2.2.4.

3.1.4.1.2.3 *Caractéristiques du message B2a*

3.1.4.1.2.3.1 *Généralités.* Le message de navigation B2a (« message de navigation B-CNAV2 ») sera transmis en tant que séquence de trames. Chaque trame comprendra 600 symboles au débit de 200 symboles par seconde. La structure de la trame de base du message B-CNAV2 sera celle qui est présentée dans la figure B-23.

3.1.4.1.2.3.2 *Structure de la trame.* Chaque trame sera composée d'un préambule de 24 symboles et d'un message de navigation de 288 bits avant le codage de correction d'erreurs. Après codage par LDPC 64-aire (96,48), sa longueur sera de 1 200 symboles.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au codage LDPC 64-aire (96,48) figurent dans le document BDS OS B2a ICD*, section 6.2.2.*

3.1.4.1.2.3.2.1 *Préambule.* Chaque trame comprendra un préambule consistant en la séquence de bits « 111000100100110111101000 ».

3.1.4.1.2.3.2.2 *Message de navigation.* Chaque trame comprendra 288 bits avant le code LDPC, notamment le code PRN de 6 bits, le type de message de 6 bits, le SOW de 18 bits, les données de message de 234 bits et le CRC de 24 bits. Le PRN, le type de message, le SOW et les données de message seront pris en compte dans le calcul du CRC. Après le codage LDPC 64-aire (96,48), la longueur de la trame sera de 576 symboles.

3.1.4.1.3 *TENEUR DES DONNÉES*

Note.— Une description complète de la teneur des données des mots transmis figure dans les documents BDS OS B1I, BDS OS B1I I CD *et* BDS OS B2a ICD*.*

3.1.4.1.3.1 *Teneur des données B1I*

3.1.4.1.3.1.1 Les données de navigation B1I D1 contiendront les informations fournies dans le tableau B-42.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs à la teneur des données B1I D1 et à l'application des données figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, section 5.2.4.*

3.1.4.1.3.1.2 *Indice de précision de distance pour l'usager (URAI).* Les bits 49 à 52 de la sous-trame 1 du message D1 contiendront l'URAI. L'URAI se situera entre 0 et 15. La précision de distance pour l'usager (URA) servira à décrire la précision du signal électromagnétique (SISA) en mètres. La relation entre l'URAI et l'URA est présentée dans le tableau B-43.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur l'URAI figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, sections 5.2.4.5 et 5.2.3, figure 5-8.*

Tableau B-42. Contenu du message de navigation B1I D1

Numéro de sous-trame	*Numéro de page*	*Teneur des données*
1	*Sans objet*	Numéro de semaine (WN), indice de précision de distance pour l'usager (URAI), indicateur autonome de l'état du satellite (SatH1), paramètres de modèles ionosphériques (α_n, β_n, n=0 – 3), temps de propagation de groupe différentiel de l'équipement (T_{GD1},T_{GD2}), paramètres de correction d'horloge (t_{oc}, a_0, a_1, a_2), âge des données, horloge (AODC), âge des données, éphémérides (AODE)
2	*Sans objet*	Paramètres d'éphémérides (1/2) ($\sqrt{A}$, e, Δn, M_0, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs})
3	*Sans objet*	Paramètres d'éphémérides (2/2) (t_{oe}, ω, Ω_0, $\dot{\Omega}$, i_0, IDOT, C_{ic}, C_{is})
4	1 à 24	Numéro de page, paramètres d'almanach (t_{oa}, $\sqrt{A}$, e, ω, M_0, Ω_0, $\dot{\Omega}$, δ_i, a_0, a_1, AmEpID)
5	1 à 6	
5	7	Numéro de page, informations sur l'état de 19 satellites (Hea_i, i=1 – 19)
5	8	Numéro de page, informations sur l'état de 11 satellites (Hea_i, i=20 – 30), numéro de semaine de l'almanach (WN_a), t_{oa}
5	9	Numéro de page, paramètres de temps par rapport au temps GPS (A_{0GPS}, A_{1GPS}), paramètres de temps par rapport au temps GLONASS (A_{0GLO}, A_{1GLO}), paramètres de temps par rapport au temps Galileo (A_{0Gal}, A_{1Gal})
5	10	Numéro de page, paramètres de temps par rapport au temps UTC (A_{0UTC}, A_{1UTC}, Δt_{LS}, Δt_{LSF},WN_{LSF}, DN)
5	11 à 23	Numéro de page, paramètres d'almanach (t_{oa}, $\sqrt{A}$, e, ω, M_0, Ω_0, $\dot{\Omega}$, δ_i, a_0, a_1, AmID)
5	24	Numéro de page, informations sur l'état de 14 satellites (Hea_i, i=31 – 43)

3.1.4.1.3.1.3 *Indicateur autonome d'état du satellite (SatH1).* Le bit 43 de la sous-trame 1 du message D1 fournira le SatH1. Une valeur de « 0 » indiquera que le satellite émetteur est en état de fonctionner et une valeur de « 1 » indiquera que le satellite émetteur est hors d'état de fonctionner.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs au SatH1 figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, sections 5.2.4.6 et 5.2.3, figure 5-8.*

3.1.4.1.3.1.4 Le paramètre de correction d'horloge du satellite t_{oc} sera transmis dans le message de navigation D1. La valeur du t_{oc} augmente de façon monotone au fil de la semaine et changera si l'un des paramètres de l'horloge change.

Note.— La mise à jour des paramètres d'horloge commence toujours au début d'une supertrame.

Tableau B-43. Relation entre l'URAI et l'URA

Code	URAI	Gamme d'URA (m, 1σ)
0000	0	0,00 < URA ≤ 2,40
0001	1	2,40 < URA ≤ 3,40
0010	2	3,40 < URA ≤ 4,85
0011	3	4,85 < URA ≤ 6,85
0100	4	6,85 < URA ≤ 9,65
0101	5	9,65 < URA ≤ 13,65
0110	6	13,65 < URA ≤ 24,00
0111	7	24,00 < URA ≤ 48,00
1000	8	48,00 < URA ≤ 96,00
1001	9	96,00 < URA ≤ 192,00
1010	10	192,00 < URA ≤ 384,00
1011	11	384,00 < URA ≤ 768,00
1100	12	768,00 < URA ≤ 1 536,00
1101	13	1 536,00 < URA ≤ 3 072,00
1110	14	3 072,00 < URA ≤ 6 144,00
1111	15	URA > 6 144,00

3.1.4.1.3.1.5 Le paramètre d'éphémérides du satellite t_{oe} sera transmis dans le message de navigation D1. La valeur du t_{oe} augmentera de façon monotone au fil de la semaine et changera si l'un des paramètres d'éphémérides change. Si le t_{oe} change, le t_{oc} changera aussi.

Note.— La mise à jour des paramètres d'éphémérides commence toujours au début d'une supertrame.

3.1.4.1.3.1.6 *Numéro de page (Pnum).* La sous-trame 4 et la sous-trame 5 auront 24 pages qui seront identifiées grâce aux numéros de page (Pnum) contenus dans les bits 44 à 50 des sous-trames.

3.1.4.1.3.1.7 *Identification d'almanachs étendus (AmEpID).* Les bits 291 à 292 des pages 1 à 24 de la sous-trame 4 et des pages 1 à 6 de la sous-trame 5 contiennent des AmEpID. Une valeur binaire d'AmEpID de « 11 » indiquera que les pages 11 à 23 de la sous-trame 5 sont utilisées pour diffuser les paramètres d'almanach pour SV ID 31 à 63, et la page 24 de la sous-trame 5 est utilisée pour diffuser l'information sur l'état des satellites pour SV ID 31 à 63. Autrement, les pages 11 à 24 de la sous-trame 5 seront réservées.

3.1.4.1.3.1.8 *Identification de la diffusion à temps partagé (AmID).* Les bits 291 et 292 des pages 11 à 23 de la sous-trame 5 et les bits 216 et 217 de la page 24 de la sous-trame 5 fourniront l'AmID. L'AmID sera utilisée en combinaison avec l'AmEpID et le numéro de page (Pnum) pour indiquer le PRN du satellite qui transmet les paramètres d'almanach dans le Pnum. L'AmID sera utilisée uniquement lorsque l'AmEpID a une valeur binaire de « 11 ». Le régime de diffusion des paramètres de l'almanach des SV ID 31 à 63 est présenté dans le tableau B-44.

Tableau B-44. Régime de diffusion des paramètres de l'almanach des PRN 31 à 63

AmEpID	*AmID*	*Pnum*	*PRN*
11	01	11 – 23	31 – 43
	10	11 – 23	44 – 56
	11	11 – 17	57 – 63
		18 – 23	Réservé
	00	11 – 23	Réservé

3.1.4.1.3.2 *Teneur des données des signaux B1C et B2a*

3.1.4.1.3.2.1 Les données B-CNAV1 transmises par le signal B1C contiendront les informations qui figurent dans le tableau B-45. Les données B-CNAV2 transmises sur le signal B2a contiendront les types de message et les données indiqués dans le tableau B-46.

Note 1.— Des informations supplémentaires sur la teneur des données B-CNAV1 et l'application des données figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 7.*

Note 2.— Des renseignements supplémentaires sur la teneur des données B-CNAV2 et l'application des données figurent dans le document BDS OS B2a ICD*, section 7.*

Tableau B-45. Teneur en informations du message de navigation B1C

<table>
<tr><th>Numéro de sous-trame</th><th colspan="2">Teneur des données</th></tr>
<tr><td>1</td><td colspan="2">PRN, SOH</td></tr>
<tr><td rowspan="5">2</td><td colspan="2">WN, HOW, IODC (identification des données d’horloge),
IODE (identification des éphémérides)</td></tr>
<tr><td rowspan="3">Blocs de données*</td><td>Éphémérides I*
(t_{oe}, SatType, ΔA, $\dot{A}$, Δn_0, $\Delta\dot{n}_0$, M_0, e, ω)</td></tr>
<tr><td>Éphémérides II*
(Ω_0, i_0, $\dot{\Omega}$, $\dot{i}_0$, C_{is}, C_{ic}, C_{rs}, C_{rc}, C_{us}, C_{uc})</td></tr>
<tr><td>Paramètres de correction d’horloge*
(t_{oc}, a_0, a_1, a_2)</td></tr>
<tr><td colspan="2">T_{GDB2ap}, ISC_{B1Cd}, T_{GDB1Cp}, Rev, CRC</td></tr>
<tr><td rowspan="4">3**</td><td colspan="2">Type de page 1 [PageID, état de fonctionnement (HS), indicateur d’intégrité des données (DIF), indicateur d’intégrité du signal (SIF), indicateur d’intégrité de précision (AIF), indice de précision surveillée des signaux (SISMAI)***, SISAIoe, SISAIoc*, paramètres du modèle de correction des retards ionosphériques*, paramètres de décalage temporel BDT-UTC*]</td></tr>
<tr><td colspan="2">Type de page 2 (PageID, HS, DIF, SIF, AIF, SISMAI***, SISAIoc*, WNa, t_{oa}, almanach réduit*)</td></tr>
<tr><td colspan="2">Type de page 3 [PageID, HS, DIF, SIF, AIF, SISMAI***, SISAIoe, paramètres d’orientation de la Terre (EOP), paramètres de décalage temporel BDT-GNSS (BGTO)]</td></tr>
<tr><td colspan="2">Type de page 4 (PageID, HS, DIF, SIF, AIF, SISMAI***, SISAIoc*, almanach midi*)</td></tr>
<tr><td colspan="3">* Blocs de données contenant un ensemble de paramètres.
** Un maximum de 63 types de page peut être défini pour la sous-trame 3. Actuellement, quatre types de page valides ont été définis, à savoir les types 1, 2, 3 et 4.
*** La diffusion SISMA dans le message B-CNAV1 est réservée à une utilisation future.</td></tr>
</table>

Tableau B-46. Types de message B2a et teneur des données

	*Type de message***	*Teneur des données*
1	10	PRN, MesType, SOW, WN, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), IODE, éphémérides I*
2	11	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), éphémérides II*
3	30	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), paramètres de correction de l'horloge*, IODC, T_{GDB2ap}, ISC_{B2ad}, paramètres du modèle de correction des retards ionosphériques*, T_{GDB1Cp}
4	31	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), paramètres de correction d'horloge*, IODC, WNa, toa, paramètres d'almanach réduits*
5	32	PRN, MesType, SOW, HS,DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), paramètres de correction d'horloge*, IODC, EOP
6	33	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), AIF(B1C), paramètres de correction d'horloge*, paramètres BGTO*, paramètres d'almanach réduits*, IODC, WNa, toa
7	34	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), SISAIoc*, paramètres de correction d'horloge*, IODC, paramètre de décalage temporel BDT-UTC*
8	40	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI****, DIF(B1C), SIF(B1C), SISAIoe, SISAIoc*, paramètres d'almanach midi*

* Blocs de données contenant un ensemble de paramètres.

** Un maximum de 63 types de message peut être défini pour le message de navigation B-CNAV2. Actuellement, huit types de message valides sont définis : les types 10, 11, 30, 31, 32, 33, 34 et 40.

*** L'ordre de diffusion des types de message B-CNAV2 peut être modifié de façon dynamique. Toutefois, les types de message 10 et 11 sont diffusés ensemble continuellement.

**** La diffusion SISMAI dans le message B-CNAV2 est réservé à une utilisation future.

3.1.4.1.3.2.2 *Type de page.* L'identité de la page sera utilisée pour identifier les types de page de la sous-trame 3 comprise dans le message B-CNAV1. Elle sera composée d'un entier sans signe de 6 bits. Sa définition figure dans le tableau B-47.

Tableau B-47. Définition du type de page

Identité de page (binaire)	*Type de page*
000000	Non valide
000001	1
000010	2
000011	3
000100	4
Autres	Réservé

3.1.4.1.3.2.3 *Type de message (MesType).* Le type de message sera utilisé pour identifier les types de message des trames du message B-CNAV2. Il sera composé d'un entier sans signe de 6 bits. Sa définition figure dans le tableau B-48.

Tableau B-48. Définition du type de message

Type de message (binaire)	*Type de message*
000000	Non valide
001010	10
001011	11
011110	30
011111	31
100000	32
100001	33
100010	34
101000	40
Autres	Réservé

3.1.4.1.3.2.4 *Identification des données*

Note 1.— Des renseignements supplémentaires relatifs à l'identification des données du signal B1C figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 7.4.1, tableau 7-3, et section 7.4.2, tableau 7-4.*

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs à l'identification des données du signal B2a figurent dans le document BDS OS B2a ICD*, section 7.4.1, tableau 7-3, et section 7.4.2, tableau 7-4.*

3.1.4.1.3.2.4.1 *Identification des éphémérides (IODE).* L'IODE indiquera le numéro d'identification d'un ensemble de paramètres d'éphémérides. La valeur de l'IODE sera actualisée lorsqu'un paramètre d'éphémérides est mis à jour. Les valeurs de l'IODE indiqueront l'éventail de l'âge des données d'éphémérides. L'âge des données d'éphémérides sera défini

comme étant le décalage entre le temps de référence des éphémérides (t_{oe}) et le dernier temps mesuré pour la génération des paramètres d'éphémérides. Les valeurs de l'IODE ne seront pas répétées en l'espace de 24 heures. La relation entre les valeurs de l'IODE et l'âge des données d'éphémérides sera celle qui est indiquée dans le tableau B-49.

Tableau B-49. Relation entre les valeurs de l'IODE et l'âge des données d'éphémérides

Valeur de l'IODE	*Âge des données d'éphémérides*
0 – 59	Moins de 12 heures
60 – 119	12 heures – 24 heures
120 – 179	1 jour – 7 jours
180 – 239	Réservé
240 – 255	Plus de 7 jours

3.1.4.1.3.2.4.2 *Identification des données d'horloge (IODC).* L'IODC indiquera le numéro d'identification d'un ensemble de paramètres de correction d'horloge. La valeur de l'IODC sera actualisée chaque fois qu'un paramètre d'horloge sera mis à jour. Les valeurs de l'IODC indiqueront l'éventail de l'âge des données de correction d'horloge. L'âge des données de correction d'horloge sera défini comme étant le décalage entre le temps de référence des paramètres de correction d'horloge (t_{oc}) et le dernier temps mesuré pour la génération des paramètres de correction d'horloge. L'éventail de l'âge des données de correction d'horloge sera défini par les 2 bits de poids fort (MSB) de l'IODC ensemble avec les 8 bits de poids faible (LSB) de l'IODC. Les valeurs de l'IODC ne seront pas répétées en l'espace de 24 heures. La relation entre les valeurs de l'IODC et l'âge des données de correction d'horloge sera celle qui est indiquée au tableau B-50.

Tableau B-50. Relation entre les valeurs de l'IODC et l'âge des données de correction d'horloge

2 bits de poids fort (MSB) de l'IODC	*8 bits de poids faible (LSB) de l'IODC*	*Âge des données de correction d'horloge*
00	0 – 59 60 – 119 120 – 179 180 – 239 240 – 255	Moins de 12 heures 12 heures – 24 heures 1 jour – 7 jours Réservé Plus de 7 jours
01	0 – 59 60 – 119 120 – 179 180 – 239 240 – 255	Moins de 12 heures Moins de 12 heures Moins de 1 jour Réservé Pas plus de 7 jours
10	0 – 59 60 – 119 120 – 179 180 – 239 240 – 255	Plus de 12 jours Plus de 24 heures Plus de 7 jours Réservé Plus de 7 jours
11	Réservé	Réservé

3.1.4.1.3.2.5 *État de fonctionnement du satellite (SHS).* Le SHS indiquera si le satellite émetteur est en état de fonctionner ou hors d'état de fonctionner. Les définitions du paramètre SHS seront celles qui sont indiquées dans le tableau B-51.

Note 1.— Des renseignements supplémentaires relatifs au SHS du signal B1C figurent dans le document BCD OS B1C ICD, section 7.14, tableau 7-22.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs au SHS du signal B2a figurent dans le document BCD OS B2a ICD, section 7.14, tableau 7-22.

Tableau B-51. Définitions du paramètre SHS

Valeur du SHS	*Définition*	*Description*
0	Le satellite est en état de fonctionner	Le satellite fournit des services
1	Le satellite est hors d'état de fonctionner ou est à l'essai	Le satellite ne fournit pas de services
2	Réservé	Réservé
3	Réservé	Réservé

3.1.4.1.3.2.6 *État d'intégrité du satellite.* L'état d'intégrité du satellite sera communiqué par deux paramètres : l'indicateur d'intégrité des données (DIF) et l'indicateur d'intégrité du signal (SIF). Chacun occupera 1 bit et leurs définitions seront celles qui figurent au tableau B-52.

Note 1.— Des renseignements supplémentaires relatifs à l'indicateur d'état d'intégrité du satellite B1C figurent dans le document BCD OS B1C ICD*, section 7.15, tableau 7-23.*

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs à l'indicateur d'état d'intégrité du satellite B2a figurent dans le document BCD OS B2a ICD*, section 7.15, tableau 7-23.*

Tableau B-52. Définitions des paramètres de l'indicateur d'état d'intégrité du satellite

Paramètre	*Valeur*	*Définition*
DIF	0	Les paramètres du message d'erreur transmis dans ce signal ne dépassent pas la précision prévue
	1	Les paramètres du message d'erreur transmis dans ce signal dépassent la précision prévue
SIF	0	Le signal est normal
	1	Le signal est anormal

3.1.4.1.3.2.7 *État de fonctionnement du signal électromagnétique transmis par le satellite (SISHS)*

3.1.4.1.3.2.7.1 L'état de fonctionnement du signal électromagnétique (SISHS) transmis par le service ouvert du BDS prendra l'une des trois formes suivantes :

a) en état de fonctionner : le signal remplit les conditions minimales de performance spécifiées dans le présent document ;

b) hors d'état de fonctionner : le signal ne fournit pas de services ou est à l'essai ;

c) marginal : le signal n'est dans aucun des deux états précédents.

3.1.4.1.3.2.7.2 Le SISHS des signaux B1C et B2a sera indiqué par une combinaison de trois indicateurs du SIS, à savoir HS, SIF et DIF. La mise en correspondance entre les valeurs des trois indicateurs et l'état de fonctionnement du SISHS des signaux B1C/B2a sera celle qui figure au tableau B-53.

Tableau B-53. Mise en correspondance entre les valeurs des trois indicateurs et le SISHS des signaux B1C/B2a

SISHS des signaux B1C/B2a	*HS*	*SIF*	*DIF*
En état de fonctionner	0	0	0
Marginal	0	0	1
	2/3	0	0
Hors d'état de fonctionner	N'importe qu'elle valeur	1	0/1
	1	0/1	0/1

3.1.4.1.3.2.8 *Indices de précision du signal électromagnétique (SISA).* Le SISA décrira la précision prédictive des paramètres orbitaux et des paramètres de correction d'horloge diffusés dans le message de navigation. Il comprendra la précision longitudinale et latérale de l'orbite du satellite ($SISA_{oe}$), ainsi que la précision du rayon de l'orbite du satellite et la précision de la correction d'horloge du satellite ($SISA_{oc}$). Les paramètres de l'indice SISA ci-après seront utilisés pour calculer l'indice $SISA_{oe}$ et l'indice $SISA_{oc}$ et seront transmis dans la sous-trame 3 du message B-CNAV1 pour le signal B1C et dans le type de message 40 du message B-CNAV2 pour le signal B2a, respectivement :

a) $SISAI_{oe}$, qui est un entier signé à complément à 2 compris entre +15 et –16, indiquera la précision longitudinale et latérale combinée de l'orbite du satellite, comme le montre le tableau B-54 ;

b) $SISAI_{ocb}$, qui est un entier signé à complément à 2 compris entre +15 et –16, indiquera la précision combinée de l'orbite radiale et du biais d'horloge du satellite, comme le montre le tableau B-55 ;

c) $SISAI_{oc1}$, dont la valeur entière est comprise entre 0 et 7, indiquera la précision de la dérive de l'horloge du satellite ;

d) $SISAI_{oc2}$, dont la valeur entière est comprise entre 0 et 7, indiquera la précision du taux de dérive de l'horloge du satellite ;

e) t_{op} indiquera le temps de la semaine en secondes pour la prédiction des données transmis.

Note 1.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres de l'indice SISA figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 7.16.*

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres de l'indice SISA figurent dans le document BDS OS B2a ICD*, section 7.16.*

Tableau B-54. Mise en correspondance entre l'indice $SISA_{oe}$ et $SISA_{oe}$

Indice $SISA_{oe}$	*$SISA_{oe}$ (en mètres)*
15	*6 144,00 < $SISA_{oe}$ (ou aucune prédiction de la précision n'est disponible)*
14	*3 072,00 < $SISA_{oe} \leq$ 6 144,00*
13	*1 536,00 < $SISA_{oe} \leq$ 3 072,00*
12	*768,00 < $SISA_{oe} \leq$ 1 536,00*
11	*384,00 < $SISA_{oe} \leq$ 768,00*
10	*192,00 < $SISA_{oe} \leq$ 384,00*
9	*96,00 < $SISA_{oe} \leq$ 192,00*
8	*48,00 < $SISA_{oe} \leq$ 96,00*
7	*24,00 < $SISA_{oe} \leq$ 48,00*
6	*13,65 < $SISA_{oe} \leq$ 24,00*
5	*9,65 < $SISA_{oe} \leq$ 13,65*
4	*6,85 < $SISA_{oe} \leq$ 9,65*
3	*4,85 < $SISA_{oe} \leq$ 6,85*
2	*3,40 < $SISA_{oe} \leq$ 4,85*
1	*2,40 < $SISA_{oe} \leq$ 3,40*
0	*1,70 < $SISA_{oe} \leq$ 2,40*
–1	*1,20 < $SISA_{oe} \leq$ 1,70*
–2	*0,85 < $SISA_{oe} \leq$ 1,20*
–3	*0,60 < $SISA_{oe} \leq$ 0,85*
–4	*0,43 < $SISA_{oe} \leq$ 0,60*
–5	*0,30 < $SISA_{oe} \leq$ 0,43*
–6	*0,21 < $SISA_{oe} \leq$ 0,30*
–7	*0,15 < $SISA_{oe} \leq$ 0,21*
–8	*0,11 < $SISA_{oe} \leq$ 0,15*
–9	*0,08 < $SISA_{oe} \leq$ 0,11*
–10	*0,06 < $SISA_{oe} \leq$ 0,08*
–11	*0,04 < $SISA_{oe} \leq$ 0,06*
–12	*0,03 < $SISA_{oe} \leq$ 0,04*
–13	*0,02 < $SISA_{oe} \leq$ 0,03*
–14	*0,01 < $SISA_{oe} \leq$ 0,02*
–15	*$SISA_{oe} \leq$ 0,01*
–16	*Aucune prédiction de la précision n'est disponible – utilisation à vos risques et périls*

Tableau B-55. Mise en correspondance entre l'indice $SISA_{ocb}$ et $SISA_{ocb}$

Indice $SISA_{ocb}$	$SISA_{ocb}$ (en mètres)
15	*6 144,00 < $SISA_{ocb}$ (ou aucune prédiction de la précision n'est disponible)*
14	*3 072,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 6 144,00*
13	*1 536,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 3 072,00*
12	*768,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 1 536,00*
11	*384,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 768,00*
10	*192,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 384,00*
9	*96,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 192,00*
8	*48,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 96,00*
7	*24,00 < $SISA_{ocb} \leq$ 48,00*
6	*13,65 < $SISA_{ocb} \leq$ 24,00*
5	*9,65 < $SISA_{ocb} \leq$ 13,65*
4	*6,85 < $SISA_{ocb} \leq$ 9,65*
3	*4,85 < $SISA_{ocb} \leq$ 6,85*
2	*3,40 < $SISA_{ocb} \leq$ 4,85*
1	*2,40 < $SISA_{ocb} \leq$ 3,40*
0	*1,70 < $SISA_{ocb} \leq$ 2,40*
–1	*1,20< $SISA_{ocb} \leq$ 1,70*
–2	*0,85< $SISA_{ocb} \leq$ 1,20*
–3	*0,60 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,85*
–4	*0,43 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,60*
–5	*0,30 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,43*
–6	*0,21 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,30*
–7	*0,15 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,21*
–8	*0,11 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,15*
–9	*0,08 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,11*
–10	*0,06 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,08*
–11	*0,04 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,06*
–12	*0,03 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,04*
–13	*0,02 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,03*
–14	*0,01 < $SISA_{ocb} \leq$ 0,02*
–15	*$SISA_{ocb} \leq$ 0,01*
–16	*Aucune prédiction de la précision n'est disponible – utilisation à vos risques et périls*

3.1.4.2 DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR L'APPLICATION DE DONNÉES

Note.— La présente section précise les relations entre les paramètres contenus dans les messages de données. Elle définit des paramètres qui ne sont pas transmis mais qui sont utilisés par les éléments embarqués ou non embarqués et qui définissent des termes appliqués pour déterminer la solution de navigation et son intégrité.

3.1.4.2.1 *Algorithmes de parité*

3.1.4.2.1.1 Le message D1 utilise le codage BCH (15,11,1) comme algorithmes de parité, comme l'indique le § 3.1.4.1.2.1.5.

3.1.4.2.1.2 Le message B-CNAV1 et le message B-CNAV2 utilisent un CRC de 24 bits. Le code CRC sera calculé conformément aux indication du § 3.7, au moyen du polynôme générateur suivant :

$$G(X) = \sum_{i=0}^{24} g_i X^i$$

où G_i = 1 pour 0, 1, 3, 4, 5, 6, 7, 10, 11, 14, 17, 18, 23, 24, et 0 autrement.

3.1.4.2.2 *Paramètres de correction d'horloge du satellite*

3.1.4.2.2.1 Le temps t du système BDS sera calculé comme suit :

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}$$

où :

t = BDT en secondes à la transmission du message ;

t_{sv} = temps réel de la phase de code de mesure de distance du satellite en secondes à la transmission du message ;

Δt_{sv} = déphasage de code de mesure de distance du satellite en secondes défini comme suit :

$\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r$

où :

a_0, a_1 et a_2 et t_{oc} sont des paramètres transmis dans la sous-trame 1 du message de navigation D1, dans la sous-trame 2 du message B-CNAV1 et des types de message 30, 31, 32, 32, 33 et 34 du message B-CNAV2 ;

Δt_r est l'effet de correction relativiste défini comme suit :

$$\Delta t_r, = F \cdot e \cdot \sqrt{A} \cdot \sin E_k,$$

où :

e,$\sqrt{A}$, E_k, sont des paramètres que l'on peut obtenir de la sous-trame 2 et de la sous-trame 3 du message de navigation D1, de la sous-trame 2 du message B-CNAV1 et des types de message 10 et 11 du message B-CNAV2 ;

$F = -2\mu^{1/2}/c^2$;

$\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}$ m^3/s^2, est la valeur de la constante gravitationnelle de la Terre ;

$c = 2{,}99792458 \times 10^8$ m/s, est la vitesse de la lumière.

3.1.4.2.2.2 *Temps du système BDS par rapport au temps UTC (NTSC).* Le décalage entre le temps BeiDou et le temps UTC sera déterminé à l'aide des données du signal B1I, du signal B1C ou du signal B2a.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres et aux algorithmes de temps du système BeiDou par rapport au temps UTC figurent dans les documents BDS OS B1I ICD*, section 5.2.4.18,* BDS OS B1C ICD*, section 7.12, et* BDS OS B2a ICD*, section 7.12.*

3.1.4.2.3 *Position du satellite*

3.1.4.2.3.1 *Solution de position du satellite B1I.* La position actuelle du satellite sera calculée suivant les indications fournies au tableau B-56.

Note 1.— La position actuelle du satellite est définie à l'aide des paramètres d'éphémérides. Les paramètres d'éphémérides (t_{oe},, $\sqrt{A}$, e, ω, Δn, M_0, Ω_0, $\dot{\Omega}$, i_0, IDOT, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs}, C_{ic}, C_{is}) utilisés dans la solution de position du satellite B1I sont des paramètres transmis par la sous-trame 2 et la sous-trame 3 du message de navigation D1.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres et aux algorithmes d'éphémérides figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, section 5.2.4.12.*

3.1.4.2.3.2 *Solution de position des satellites B1C et B2a.* La position actuelle du satellite sera calculée suivant les indications du tableau B-57.

Note 1.— La position actuelle du satellite est définie au moyen des paramètres de calcul d'éphémérides. Les paramètres de calcul d'éphémérides (t_{oe}, SatType, ΔA, $\dot{A}$, Δn_0, $\Delta\dot{n}_0$, M_0, e, ω, Ω_0, i_0, $\dot{\Omega}$, $\dot{i}_0$, C_{is}, C_{ic}, C_{rs}, C_{rc}, C_{us}, C_{uc}) utilisés dans la solution de position des satellites B1C et B2a sont des paramètres transmis par les sous-trames 2 et 3 du message de navigation B-CNAV1 ou par les types 10 et 11 du message de navigation B-CNAV2.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres et aux algorithmes d'éphémérides figurent dans les documents BDS OS B1C ICD*, section 7.7, et* BDS OS B2a ICD*, section 7.7.*

Tableau B-56. Algorithme de calcul d'éphémérides du satellite B1I

Étapes de calcul	*Description*
$\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}\ m^3/s^2$	Valeur de la constante gravitationnelle de la Terre dans le BDCS
$\dot{\Omega}_e = 7{,}2921150 \times 10^{-5}$ rad/s	Valeur de la vitesse de rotation de la Terre dans le BDCS
$\pi = 3{,}1415926535898$	Rapport de la circonférence d'un cercle à son diamètre
$A = \left(\sqrt{A}\right)^2$	Demi-grand axe calculé
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$	Déplacement moyen calculé (radians/s)
$t_k = t - t_{oe}$ *	Temps écoulé depuis l'impulsion de référence des éphémérides
$n = n_0 + \Delta n$	Déplacement moyen corrigé
$M_k = M_0 + nt_k$	Anomalie moyenne calculée
$M_k = E_k - e \sin E_k$	Formule de Kepler donnant l'anomalie excentrique (radians)
$\begin{cases} \sin v_k = \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k}{1 - e\cos E_k} \\ \cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1 - e\cos E_k} \end{cases}$	Anomalie réelle calculée
$\phi_k = v_k + \omega$	Latitude calculée
$\begin{cases} \delta u_k = C_{us}\sin(2\phi_k) + C_{uc}\cos(2\phi_k) \\ \delta r_k = C_{rs}\sin(2\phi_k) + C_{rc}\cos(2\phi_k) \\ \delta i_k = C_{is}\sin(2\phi_k) + C_{ic}\cos(2\phi_k) \end{cases}$	Correction en latitude Correction de rayon Correction d'inclinaison
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Paramètres corrigés de la latitude
$r_k = A(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Rayon corrigé
$i_k = i_0 + IDOT \cdot t_k + \delta i_k$	Inclinaison corrigée
$\begin{cases} x_k = r_k \cos u_k \\ y_k = r_k \sin u_k \end{cases}$	Positions calculées du satellite dans le plan orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$ $\begin{cases} X_k = x_k \cos\Omega_k - y_k \cos i_k \sin\Omega_k \\ Y_k = x_k \sin\Omega_k + y_k \cos i_k \cos\Omega_k \\ Z_k = y_k \sin i_k \end{cases}$	Longitude corrigée du nœud ascendant dans le BDCS ; Coordonnées du satellite en MEO/IGSO dans le BDCS

* Dans les équations, « t » est le BDT au moment de l'émission du signal. « t_k » est l'écart total entre le temps t et le temps de référence des éphémérides t_{oe}, compte tenu des changements de semaine (si t_k est supérieur à 302 400 secondes, lui soustraire 604 800 secondes ; si t_k est inférieur à 302 400 secondes, lui ajouter 604 800 secondes).

Tableau B-57. Algorithme de calcul d'éphémérides des satellites B1C/B2a

Étapes de calcul	*Description*
$\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}$ m³/s²	Constante gravitationnelle géocentrique du BDCS
$\dot{\Omega}_e = 7{,}2921150 \times 10^{-5}$ rad/s	Vitesse de rotation de la Terre du BDCS
$\pi = 3{,}1415926535898$	Rapport de la circonférence d'un cercle à son diamètre
$t_k = t - t_{oe}$ **	Temps écoulé depuis l'impulsion du temps de référence des éphémérides
$A_0 = A_{ref} + \Delta A$*	Demi-grand axe à l'heure de référence
$A_k = A_0 + (\dot{A})t_k$	Demi-grand axe
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A_0^3}}$	Déplacement moyen calculé (radians/s) à l'heure de référence
$\Delta n_A = \Delta n_0 + 1/2\, \Delta\dot{n}_0 t_k$	Différence entre le déplacement moyen et la valeur calculée
$n_A = n_0 + \Delta n_A$	Déplacement moyen corrigé
$M_k = M_0 + n_A t_k$	Anomalie moyenne
$M_k = E_k - e \sin E_k$	Formule de Kepler donnant l'anomalie excentrique (radians)
$\begin{cases} \sin v_k = \dfrac{\sqrt{1 - e^2} \sin E_k}{1 - e \cos E_k} \\ \cos v_k = \dfrac{\cos E_k - e}{1 - e \cos E_k} \end{cases}$	Anomalie réelle
$\Phi_k = V_k + \omega$	Latitude
$\begin{cases} \delta u_k = C_{us} \sin(2\Phi_k) + C_{uc} \cos(2\Phi_k) \\ \delta r_k = C_{rs} \sin(2\Phi_k) + C_{rc} \cos(2\Phi_k) \\ \delta i_k = C_{is} \sin(2\Phi_k) + C_{ic} \cos(2\Phi_k) \end{cases}$	Correction en latitude Correction de rayon Correction d'inclinaison
$u_k = \Phi_k + \delta u_k$	Latitude corrigée
$r_k = A_k (1 - e \cos E_k) + \delta r_k$	Rayon corrigé
$i_k = i_0 + \dot{i}_0 \cdot t_k + \delta i_k$	Inclinaison corrigée
$\begin{cases} x_k = r_k \cos u_k \\ y_k = r_k \sin u_k \end{cases}$	Position dans le plan orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)\, t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Latitude corrigée du nœud ascendant
$\begin{cases} X_k = x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ Y_k = x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ Z_k = y_k \sin i_k \end{cases}$	Coordonnées du centre de phase de l'antenne du satellite en MEO/IGSO dans le BDCS

* Valeur de référence du demi-grand axe : $A_{ref} = 27906100m\ (MEO)$. $A_{ref} = 42162200$m (IGSO/GEO).

** Dans l'équation, t est le BDT au moment de l'émission, corrigé pour le temps de propagation. De plus, t_k est l'écart total entre le temps t et l'instant de l'impulsion t_{oe}, compte tenu des changements de semaine (si t_k est supérieur à 302 400 secondes, lui soustraire 604 800 secondes ; si t_k est inférieur à −302 400 secondes, lui ajouter 604 800 secondes).

3.1.4.2.4 *Correction de retard ionosphérique*

3.1.4.2.4.1 *Correction de retard ionosphérique du satellite B1I.* La correction de retard ionosphérique du satellite B1I sera calculée suivant les indications fournies dans le tableau B-58.

Tableau B-58. Calcul du retard ionosphérique utilisant une fréquence unique pour B1I

Étapes de calcul	*Description*
t_E	t_E i est le nombre de secondes de la semaine (SOW) du BDT calculé par l'utilisateur.
$\Psi = \frac{\pi}{2} - E - \arcsin\left(\frac{R}{R+h} \cdot \cos E\right)$	Ψ est l'angle au centre de la Terre en radians entre la position de l'usager et le point de pénétration ionosphérique (IPP). R est le rayon moyen de la Terre (6 378 km). E est l'angle de site en radians du satellite par rapport à la position de l'utilisateur. H est la hauteur de l'ionosphère (375 km).
$\Phi_M = \arcsin(\sin\Phi_u \cdot \cos\Psi + \cos\Phi_u \cdot \sin\Psi \cdot \cos A)$	Φ_Mi est la latitude géographique en radians de la projection à la surface de la Terre de l'IPP. A est l'azimut du satellite en radians à partir de la position de l'usager.
$\lambda_M = \lambda_u + \arcsin\left(\frac{\sin\Psi \cdot \sin A}{\cos\Phi_M}\right)$	λ_M est la longitude géomagnétique en radians de la projection à la surface de la Terre de l'IPP.
$t = (t_E + \lambda_M \times 43200/\pi)\ [\mathrm{mod}ulo\ 86400]$	t est l'heure locale (intervalle 0 – 86 400 secondes) pour la projection à la surface de la Terre de l'IPP.
$A_2 = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \left\lvert \Phi_M/\pi \right\rvert^n, & A_2 \geq 0 \\ 0, & A_2 < 0 \end{cases}$	A_2 est l'amplitude de la courbe sinusoïdale de Klobuchar en journée calculée à partir de α_n. α_n : coefficients transmis dans la sous-trame 3 du message de navigation D1.
$A_4 = \begin{cases} 172800, & A_4 \geq 172800 \\ \sum_{n=0}^{3} \beta_n \left\lvert \Phi_M/\pi \right\rvert^n, & 172800 > A_4 \geq 72000 \\ 72000, & A_4 < 72000 \end{cases}$	A_4 est la période de la courbe sinusoïdale en secondes ; β_n sont les coefficients transmis dans la sous-trame 3 du message de navigation D1.
$I_z^{'}(t) \begin{cases} 5 \times 10^{-9} + A_2 \cos\left[\frac{2\pi(t-50400)}{A_4}\right], & \lvert t-50400\rvert < A_4/4 \\ 5 \times 10^{-9}, & \lvert t-50400\rvert \geq A_4/4 \end{cases}$	$I_z^{'}(t)$ est la correction du retard ionosphérique dans le sens vertical.
$I_{B1I}(t) = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\frac{R}{R+h} \cdot \cos E\right)^2}} \cdot I_z^{'}(t)$	$I_{B1I(t)}$ est le retard ionosphérique le long de la trajectoire de propagation du satellite B1I.

Note.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres de correction de retard ionosphérique du satellite B1I et aux algorithmes d'utilisateur figurent dans le document BDS OS B1I ICD*, section 5.2.4.7.*

3.1.4.2.4.2 *Correction de retard ionosphérique des satellites B1C et B2a.*

3.1.4.2.4.2.1 *Correction de retard ionosphérique utilisant une seule fréquence.* La correction de retard ionosphérique des satellites B1C ou B2a sera calculée suivant les orientations fournies dans le tableau B-59.

Tableau B-59. Calcul du retard ionosphérique utilisant une fréquence unique pour les satellites B1C et B2a

Étapes de calcul	*Description*
$\psi = \frac{\pi}{2} - E - \arcsin\left(\frac{\mathrm{Re}}{\mathrm{Re} + \mathrm{H_{ion}}} \cdot \cos E\right)$	Ψ est l'angle au centre de la Terre entre la position de l'usager et l'IPP. E est l'angle de site entre l'usager et le satellite (en radians). H_{ion} est l'altitude de la couche ionosphérique à une couche (400 km). Re est le rayon moyen de la Terre (6 378 km).
$\begin{cases} \varphi_g = \arcsin(\sin\varphi_u \cdot \cos\psi + \cos\varphi_u \cdot \sin\psi \cdot \cos A) \\ \lambda_g = \lambda_u + \arctan\left(\frac{\sin\psi \cdot \sin A \cdot \cos\varphi_u}{\cos\psi - \sin\varphi_u \cdot \sin\varphi_g}\right) \end{cases}$	φ_g est la latitude géographique de la projection à la surface de la Terre de l'IPP. λ_g est la longitude géographique de la projection à la surface de la Terre de l'IPP. φ_u est la latitude géographique de l'usager. λ_u est la longitude géographique de l'usager. A est l'angle d'azimut entre l'usager et le satellite (en radians).
$\begin{cases} \varphi_m = \arcsin(\sin\varphi_\mathrm{M} \cdot \sin\varphi_g + \cos\varphi_\mathrm{M} \cdot \cos\varphi_g \cdot \cos(\lambda_g - \lambda_\mathrm{M})) \\ \lambda_m = \arctan\left(\frac{\cos\varphi_g \cdot \sin(\lambda_g - \lambda_\mathrm{M}) \cdot \cos\varphi_\mathrm{M}}{\sin\varphi_\mathrm{M} \cdot \sin\varphi_m - \sin\varphi_g}\right) \end{cases}$	φ_m est la latitude géomagnétique de la projection à la surface de la Terre de l'IPP dans le cadre de référence géocentrique. λ_m est la longitude géomagnétique de la projection à la surface de la Terre de l'IPP dans le cadre de référence géocentrique. λ_M est la longitude géographique du pôle Nord magnétique : $\lambda_M = \frac{-72.58°}{180°} \cdot \pi\ rad.$ φ_M est la latitude géographique du pôle Nord magnétique : $\varphi_M = \frac{-80.27°}{180°} \cdot \pi\ rad.$
$S_{lon} = \pi \cdot (1 - 2 \cdot (t - int(t)))$	S_{ion} est la longitude géographique moyenne du Soleil (en radians). t est le temps (en jours) de l'époque de calcul exprimé par la date julienne modifiée (MJD). *int (·)* est arrondi au chiffre inférieur.
$\begin{cases} \varphi' = \varphi_m \\ \lambda' = \lambda_m - \arctan\left(\frac{\sin(S_{lon} - \lambda_\mathrm{M})}{\sin\varphi_\mathrm{M} \cdot \cos(S_{lon} - \lambda_\mathrm{M})}\right) \end{cases}$	φ' est la latitude géomagnétique de l'IPP dans le cadre de référence fixe solaire. λ' est la longitude géomagnétique de l'IPP dans le cadre de référence fixe solaire.
$\begin{cases} P_{n,n}(\sin\varphi') = (2n-1)!!\,(1-(\sin\varphi')^2)^{n/2}, \ n = m \\ P_{n,m}(\sin\varphi') = \sin\varphi' \cdot (2m+1) \cdot P_{m,m}(\sin\varphi'), n = m+1 \\ P_{n,m}(\sin\varphi') = \frac{(2n-1) \cdot \sin\varphi' \cdot P_{n-1,m}(\sin\varphi') - (n+m-1) \cdot P_{n-2,m}(sin\varphi')}{n-m}, else \end{cases}$ $P_{0,0}(sin\varphi') = 1$	$P_{n,m}$ est la fonction de Legendre classique non normalisée. $(2n\text{-}1)!! = (2n\text{-}1)\cdot(2n\text{-}3)\cdot\cdot$

Étapes de calcul	*Description*
$\begin{cases} N_{n,m} = \sqrt{\dfrac{(n-m)! \cdot (2n+1) \cdot (2-\delta_{0,m})}{(n+m)!}} \\ \delta_{0,m} = \begin{cases} 1\,, m = 0 \\ 0\,, m > 0 \end{cases} \end{cases}$	$N_{n,m}$ est la fonction de normalisation.
$\tilde{P}_{nm} = N_{n,m} \cdot P_{n,m}$	$\tilde{P}_{nm}$ est la fonction de Legendre normalisée de degré n et d'ordre m.
$A_i = \begin{cases} \tilde{P}_{\lvert n_i \rvert, \lvert m_i \rvert}\ (\sin\varphi') \cdot \cos(m_i \cdot \lambda')\ m_i \geq 0 \\ \tilde{P}_{\lvert n_i \rvert, \lvert m_i \rvert}\ (\sin\varphi') \cdot \sin(-m_i \cdot \lambda')\ m_i < 0 \end{cases}$	Les valeurs n_i et m_i figurent dans le tableau B-60.
$\begin{cases} \beta_j = a_{0,j} + \sum_{k-1}^{12} (\ a_{k,j} \cdot cos(\omega_k \cdot t_p) + b_{k,j} \cdot sin(\omega_k \cdot t_p)) \\ \omega_k = \dfrac{2\pi}{T_k} \end{cases}$	$a_{k,j}$ et $b_{k,j}$ sont les coefficients non destinés à la diffusion du modèle mondial de correction de retard ionosphérique du système BeiDou (BDGIM). T_k est la période de prévision correspondant aux coefficients non destinés à la diffusion. t_p est l'heure impaire du jour (01:00:00, 03:00:00, 05:00:00..., ou 23:00:00 en date julienne modifiée) la plus proche de la période de calcul.
$\begin{cases} A_0 = \sum_{j=1}^{17} \beta_j \cdot \beta_j, \\ \beta_j = \begin{cases} \tilde{P}_{\lvert n_j \rvert, \lvert m_j \rvert}\ (\sin\varphi') \cdot \cos(m_i \cdot \lambda')\ m_i \geq 0 \\ \tilde{P}_{\lvert n_j \rvert, \lvert m_j \rvert}\ (\sin\varphi') \cdot \sin(-m_j \cdot \lambda')\ m_j < 0 \end{cases} \end{cases}$	A_0 est le retard ionosphérique prédictif (en TECu).
$VTEC\ =\ A_0 + \sum_{i=1}^{9} \alpha_i\ A_i$	*VTEC* est le retard ionosphérique dans le sens vertical (en TECu) de l'IPP
$M_F = \dfrac{1}{\sqrt{1 - \left(\dfrac{\mathrm{Re}}{\mathrm{Re} + \mathrm{H_{ion}}} \cdot \cos(E)\right)^2}}$	M_F est la fonction de cartographie ionosphérique de l'IPP.
$T_{ion} = M_F \cdot \dfrac{40{,}28 \times 10^{16}}{f^2} \cdot VTEC$	T_{ion} est la correction de retard ionosphérique.

Tableau B-60. Valeurs de n_i et de m_i

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9
n_i/m_i	0/0	1/0	1/1	1/–1	2/0	2/1	2/–1	2/2	2/–2

Note.— Des renseignements supplémentaires concernant les paramètres du modèle de correction de retard ionosphérique des satellites B1C et B2a et les algorithmes d'utilisateur figurent dans les documents BDS OS B1C ICD*, section 7.8.2, tableau 7-12, et* BDS OS B2a ICD*, section 7.8.2, tableau 7-12.*

3.1.4.2.4.2.2 *Correction du retard ionosphérique utilisant la double fréquence*

Pour un utilisateur de la double fréquence qui applique les signaux du B1C et du B2a, l'effet du retard ionosphérique sera corrigé en utilisant la pseudodistance double fréquence sans le retard ionosphérique.

La pseudodistance double fréquence sans le retard ionosphérique de la composante pilote B1C et B2a ($PR_{\text{B1Cp-B2ap}}$) sera calculée comme suit :

$$PR_{\text{B1Cp-B2ap}} = \frac{PR_{\text{B2ap}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cp}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}})}{1 - k_{12}}$$

La pseudodistance double fréquence de la composante pilote B1C et de la composante de données B2a ($PR_{\text{B1Cp-B2ad}}$) sera calculée comme suit :

$$PR_{\text{B1Cp-B2ad}} = \frac{PR_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cp}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} + \text{ISC}_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}})}{1 - k_{12}}$$

La pseudodistance double fréquence de la composante de données B1C et de la composante pilote B2a ($PR_{\text{B1Cd-B2ap}}$) sera calculée comme suit :

$$PR_{\text{B1Cd-B2ap}} = \frac{PR_{\text{B2ap}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cd}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}} - k_{12} \cdot \text{ISC}_{\text{B1Cd}})}{1 - k_{12}}$$

La pseudodistance double fréquence de la composante de données B1C et de la composante de données B2a ($PR_{\text{B1Cd-B2ad}}$) sera calculée comme suit :

$$PR_{\text{B1Cd-B2ad}} = \frac{PR_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cd}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} + \text{ISC}_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}} - k_{12} \cdot \text{ISC}_{\text{B1Cd}})}{1 - k_{12}}$$

où : $K_{12} = \left(\frac{1575{,}42}{1176{,}45}\right)^2$, est le facteur associé à la fréquence ;

PR_{B1Cp} est la pseudodistance mesurée de la composante pilote B1C (corrigée après application de la correction d'horloge mais non corrigée par T_{GDB1Cp}) ;

PR_{B1Cd} est la pseudodistance mesurée de la composante de données B1C (corrigée après application de la correction d'horloge mais non corrigée par T_{GDB1Cp} et ISC_{B1Cd}) ;

PR_{B2ap} est la pseudodistance mesurée de la composante pilote B2a après application de la correction d'horloge mais non corrigée par T_{GDB2ap}) ;

PR_{B2ad} est la pseudodistance mesurée de la composante de données B2a (corrigée après application de la correction d'horloge mais non corrigée par T_{GDB2ap} et ISC_{B2ad}) ;

T_{GDB1Cp} est le temps de propagation de groupe différentiel de la composante pilote B1C ;

T_{GDB2ap} est le temps de propagation de groupe différentiel de la composante pilote B2a ;

ISC_{B1Cd} est le temps de propagation de groupe différentiel de la composante de données B1C et de la composante pilote B1C ;

ISC_{B2ad} est le temps de propagation de groupe différentiel de la composante de données B2a et de la composante pilote B2a ;

c = 2,99792458 × 10^8 m/s est la vitesse de la lumière.

Note 1.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres du modèle de retard ionosphérique du signal B1C figurent dans le document BDS OS B1C ICD*, section 7.8.*

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs aux paramètres du modèle de retard ionosphérique du signal B2a figurent dans le document BDS OS B2a ICD*, section 7.8.*

3.1.4.2.5 *Calcul du SISA des signaux B1C et B2a*

La précision du signal dans l'espace (SISA) pour l'intégrité de l'utilisation sera calculée suivant la formule ci-après :

$$SISA = \sqrt{(SISA_{oe} \times \sin 14°)^2 + SISA_{\ oe^2}}$$

où :

$SISA_{oe}$ est la limite supérieure correspondant à l'indice $SISA_{oe}$ « N » transmise dans la sous-trame 3 du message B-CNAV1 pour le signal B1C et dans les types de message 34 et 40 du message B-CNAV2 pour le signal B2a, respectivement (définis au § 3.1.4.1.3.2.8) comme le montre le tableau B-54.

$SISA_{oc}$ sera calculée (en mètres) à l'aide des équations suivantes :

$$SISA_{oc} = SISA_{ocb} + SISA_{oc1}\left(t - t_{op}\right), pour\ t - t_{op} \leq 93600s$$
$$SISA_{oc} = SISA_{ocb} + SISA_{oc1}\left(t - t_{op}\right) + SISA_{oc2}\left(t - t_{op} - 93600\right)^2, pour\ t - t_{op} > 93600s$$

où :

$SISA_{ocb}$ est la limite supérieure correspondant à l'indice « N » $SISA_{ocb}$ transmise dans la sous-trame 3 du message B-CNAV1 pour le signal B1C et dans les types de message 34 et 40 du message B-CNAV2 pour le signal B2a, respectivement (définis au § 3.1.4.1.3.2.8) comme le montre le tableau B-55.

$SISA_{oc1}$ est la précision de la dérive de l'horloge du satellite en mètres par seconde dérivée de $SISAI_{oc1}$ (définie au § 3.1.4.1.3.2.8) comme suit :

$$SISA_{oc1} = 2^{-(SISAI_{oc1} + 14)}$$

$SISA_{oc2}$ est la précision de la dérive de l'horloge du satellite en mètres par seconde dérivée de $SISAI_{oc2}$ (définie au § 3.1.4.1.3.2.8) comme suit :

$$SISA_{oc2} = 2^{-(SISAI_{oc2}+28)}$$

où :

t est le temps BeiDou en secondes ;

t_{op} est le temps de la semaine en secondes pour la prédiction des données transmis dans la sous-trame 3 du message B-CNAV1 pour le signal B1C et dans les types de message 34 et 40 du message B-CNAV2 pour le signal B2a, respectivement.

3.1.4.3 ÉLÉMENTS EMBARQUÉS

3.1.4.3.1 *RÉCEPTEUR DU BDS*

3.1.4.3.1.1 *Poursuite du satellite.* Le récepteur offrira la possibilité de poursuivre en permanence au moins quatre satellites du BDS et de calculer une solution de position à l'aide des mesures fournies par ces derniers.

3.1.4.3.1.2 *Décalage Doppler.* Le récepteur sera en mesure de compenser les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase de la porteuse du signal nominal du service ouvert du BDS et des mesures du code de mesure de distance. Le décalage à compenser est celui qui est propre à l'application envisagée.

3.1.4.3.1.3 *Protection contre le brouillage.* Le récepteur répondra aux exigences du § 3.7 relatives à la protection contre le brouillage.

3.1.4.3.1.4 *Application des données d'horloge et d'éphémérides*. Le récepteur s'assurera qu'il utilise les données d'éphémérides et d'horloge adéquates avant de fournir quelque position que ce soit. Pour le signal B1I, il surveillera les paramètres t_{oc} et t_{oe} afin de mettre à jour les données d'horloge et d'éphémérides sur la base d'éventuelles modifications de ces paramètres correspondants. Pour les signaux B1C et B2a, le récepteur surveillera les paramètres IODC et IODE pour mettre à jour les données d'horloge et d'éphémérides sur la base d'éventuelles modifications de ces paramètres.

3.1.4.4 TEMPS

Le temps de référence du BDS sera le temps du système de navigation par satellite BeiDou (BDT). Le BDT adoptera les secondes du Système international d'unités (SI) et les accumulera de façon continue sans secondes intercalaires. La première impulsion du temps BDT aura lieu à 00:00:00, temps universel coordonné (UTC), le 1er janvier 2006. Le BDT suivra le temps UTC via UTC (NTSC), et le décalage entre le BDT et le temps UTC sera maintenu à 50 nanosecondes (modulo 1 seconde). Les secondes intercalaires seront transmises dans le message de navigation (NAV).

3.1.4.5 SYSTÈME DE COORDONNÉES

3.1.4.5.1 *Système de coordonnées BeiDou.* Les éphémérides diffusées par le BDS décriront la position du centre de phase de l'antenne d'émission d'un satellite quelconque dans le système de coordonnées BeiDou (BDCS).

3.1.4.5.2 La différence entre la plus récente réalisation physique de l'ITRF et le BDCS ne dépassera pas 3 cm (95 %).

Note 1.— Le système WGS-84 et le BDCS, le repère international de référence terrestre du BDS, sont tous deux des réalisations de l'ITRF. La différence entre le BDCS et le WGS-84 utilisé dans le GPS est jugée non importante pour l'aviation.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires relatifs au BDCS figurent dans le supplément D, § 4.1.4.9.

3.2 (Réservé)

3.3 Utilisation de constellations satellitaires de base multiples

3.3.1 ÉLÉMENTS D'AÉRONEF

3.3.1.1 *Récepteur GNSS à constellations multiples.* Le récepteur GNSS à constellations multiples traitera les signaux provenant de deux ou plusieurs constellations satellitaires de base conformément aux spécifications des § 3.1.1.3.1 (GPS), 3.1.2.3.1 (GLONASS), 3.1.3.3.1 (Galileo) et 3.1.4.3.1 (BDS).

3.3.1.1.1 *Immunité au brouillage.* Le récepteur GNSS à constellations multiples satisfera aux spécifications particulières énoncées au § 3.7 relativement aux constellations satellitaires de base traitées.

3.3.1.2 *Antenne.* Les signaux des constellations satellitaires de base seront reçus à l'aide d'une ou de plusieurs antennes.

Note.— Les critères de performance de l'antenne du récepteur GNSS sont définis au § 3.8.

3.3.1.3 Les données de position fournies par le récepteur GNSS à constellations multiples seront exprimées dans le système géodésique mondial WGS-84.

3.3.1.4 Toute combinaison de mesures provenant de constellations satellitaires de base prendra en compte la différence entre le temps de référence de chaque constellation satellitaire de base.

3.3.1.4.1 Les récepteurs GNSS à constellations multiples calculeront l'écart temporel entre les constellations de base comme un paramètre inconnu supplémentaire dans la solution de navigation et n'utiliseront pas uniquement l'écart temporel diffusé dans les messages de navigation.

3.4 Système de renforcement embarqué (ABAS)

Note.— Le supplément D, section 5, fournit des éléments indicatifs sur le système de renforcement embarqué et le traitement du signal associé.

3.5 Système de renforcement satellitaire (SBAS)

3.5.1 GÉNÉRALITÉS

Note.— Les paramètres géodésiques auxquels se rapporte cette section sont définis dans le système géodésique mondial WGS-84.

3.5.1.1 *Description du système et du service SBAS.* Le SBAS se composera d'un sous-système non embarqué et d'un sous-système embarqué. Le sous-système non embarqué fournira au sous-système embarqué les données et les corrections

pour les signaux GNSS de mesure de distance en utilisant une ou deux fréquences GNSS diffusées par un satellite. Le sous-système non embarqué diffusera sur la fréquence L1 pour soutenir le service SBAS L1 et/ou sur la fréquence L5 pour soutenir le service SBAS DFMC.

Note.— Le sous-système SBAS non embarqué peut fournir un signal de mesure de distance à une seule fréquence sur la fréquence SBAS L1, ou un signal de mesure de distance à deux fréquences sous la forme d'une combinaison des signaux transmis sur les fréquences SBAS L1 et SBAS L5.

3.5.1.2 *Définition de la pseudodistance SBAS.*

3.5.1.2.1 *Lissage par la porteuse.* Le lissage par la porteuse sera défini par le filtre suivant :

$$P_{CSC,k} = \alpha P_{mes} + (1 - \alpha) P_{proj}$$
$$P_{proj} = \left(P_{CSC,k-1} + \Delta\text{distance\_porteuse}\right)$$

où : sous-système

$P_{CSC,k}$	=	pseudodistance de code lissée par la porteuse à l'instant k ;
$P_{CSC,k-1}$	=	valeur précédente de la pseudodistance de code lissée par la porteuse (instant k-1) ;
P_{mes}	=	pseudodistance mesurée comme il est défini ci-dessous ;
$\Delta_{distance\_porteuse}$	=	variation de la distance de la porteuse comme il est défini ci-dessous ;
α	=	coefficient de pondération, obtenu par division du pas d'échantillonnage par la constante de temps de lissage.

$$P_{mes} = \begin{cases} \textit{une seule fréquence} : & P_{1,k} \\ \textit{sans le retard ionosphérique} : & \dfrac{\gamma_{12}\left(P_{1,k}\right) - \left(P_{2,k}\right)}{\left(\gamma_{12} - 1\right)} \end{cases}$$

où :

$P_{n,k}$	=	pseudodistance brute de la fréquence n à l'instant k ;
γ_{12}	=	carré du rapport de la fréquence 1 à la fréquence 2 ;

$$\Delta_{\text{distance\_porteuse}} = \begin{cases} \textit{une seule fréquence} : & \left(\varphi_{1,k} - \varphi_{1,k-1}\right) \\ \textit{sans le retard ionosphérique} : & \dfrac{\gamma_{12}\left(\varphi_{1,k} - \varphi_{1,k-1}\right) - \left(\varphi_{2,k} - \varphi_{2,k-1}\right)}{\left(\gamma_{12} - 1\right)} \end{cases}$$

où :

$\varphi_{n,k}$	=	porteuse cumulée en mètres pour la fréquence n à l'instant k ;
$\varphi_{n,k-1}$	=	porteuse cumulée en mètres pour la fréquence n à l'instant k-1.

3.5.1.2.2 *Pseudodistance corrigée.* La pseudodistance corrigée pour un satellite donné i à l'instant t est :

$$PR_{i,corrigée} = P_{CSC,i} + TC_i + b_i$$

où :

$P_{CSC,i}$ = pseudodistance lissée (définie au § 3.5.1.1) ;
TC_i = correction troposphérique (définie au § 3.5.5.3 pour le SBAS) ;
b_i = correction d'horloge.

3.5.2 CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES DU SBAS L1

3.5.2.1 *Stabilité de la porteuse.* La stabilité à court terme de la fréquence porteuse (la racine carrée de la variance d'Allan), mesurée à la sortie de l'antenne d'émission du satellite, sera supérieure à 5×10^{-11} pendant un intervalle de 1 à 10 secondes.

3.5.2.2 *Bruit de phase de la porteuse*. La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase dont la largeur de bande passante de bruit est égale à 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision de 0,1 radian (1 sigma).

3.5.2.3 *Rayonnement non essentiel*. Sur toutes les fréquences, la puissance du rayonnement non essentiel sera inférieure d'au moins 40 dB à la puissance de la porteuse non modulée.

3.5.2.4 *Cohérence code-porteuse*. L'écart relatif à court terme (pendant moins de 10 secondes) entre la fréquence de la phase de code et la fréquence porteuse sera inférieur à 5×10^{-11} (écart type). Sur un intervalle plus étendu (inférieur à 100 secondes), l'écart entre la variation de phase du code transmis (convertie en cycles de porteuse par multiplication du nombre de chips de code par 1 540) et la variation de phase de la porteuse, exprimée en cycles, se situera à l'intérieur d'un cycle de porteuse (écart type).

Note.— La mesure s'entend à la sortie de l'antenne d'émission du satellite et ne comprend pas l'écart entre code et porteuse dû à la réfraction subie par la liaison descendante au passage dans l'ionosphère.

3.5.2.5 *Perte de corrélation*. La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation et à la distorsion ne dépassera pas 1 dB.

Note.— La perte de puissance du signal est l'écart entre la puissance émise dans une bande de 2,046 MHz et la puissance du signal récupérée par un récepteur sans bruit ni pertes, et présentant une largeur de corrélation de 1 chip et une bande passante de 2,046 MHz.

3.5.2.6 *Écart maximal sur phase de code*. L'écart maximal entre la phase de code non corrigée du signal L1 émis et le temps équivalent du réseau SBAS (SNT) pour le SBAS L1 ne dépassera pas $\pm 2^{-20}$ secondes.

3.5.2.7 *Cohérence code-données*. Chaque symbole de 2 ms sera synchrone avec chaque impulsion de code.

3.5.2.8 *Synchronisation des messages*. Le front avant du premier symbole qui dépend du premier bit du message en cours sera diffusé à partir du satellite SBAS en même temps qu'une impulsion SNT de 1 seconde dans le cas du SBAS L1.

3.5.2.9 *Codage à convolution*. Un flot de données à 250 bits par seconde (bit/s) sera codé à raison de deux symboles par bit, selon un codage à convolution de longueur de contrainte 7, afin de générer 500 symboles par seconde (symb/s). Le circuit logique du codeur convolutionnel sera conforme à la figure B-24, la sortie G3 étant active pendant la première moitié de chaque période de quatre millisecondes de bits de données.

3.5.2.10 *Codes pseudo-aléatoires (PRN)*. Chaque code PRN sera un code de type Gold d'une longueur de 1 023 bits, lui-même obtenu par addition modulo 2 de deux séquences linéaires de 1 023 bits, G1 et $G2_i$. La séquence $G2_i$ sera générée en imposant un certain retard à la séquence G2 (un nombre entier de chips), les différentes valeurs de ce retard étant

indiquées au tableau B-61. Chacune des séquences G1 et G2 sera définie comme étant la sortie du dernier des 10 étages d'un registre à décalage à l'entrée duquel est appliquée la somme modulo 2 des étages suivants :

a) Pour G1 : étages 3 et 10 ;

b) Pour G2 : étages 2, 3, 6, 8, 9 et 10.

Le contenu initial des registres G1 et G2 sera 1111111111.

Tableau B-61. Codes PRN SBAS L1

Code PRN	*Retard imposé à G2 (chips)*	*10 premiers chips SBAS (le bit de gauche représente le premier chip émis en binaire)*
120	145	0110111001
121	175	0101011110
122	52	1101001000
123	21	1101100101
124	237	0001110000
125	235	0111000001
126	886	0000001011
127	657	1000110000
128	634	0010100101
129	762	0101010111
130	355	1100011110
131	1 012	1010010110
132	176	1010101111
133	603	0000100110
134	130	1000111001
135	359	0101110001
136	595	1000011111
137	68	0111111000
138	386	1011010111
139	797	1100111010
140	456	0001010100
141	499	0011110110
142	883	0001011011
143	307	0100110101
144	127	0111001111
145	211	0010001111
146	121	1111100010
147	118	1100010010
148	163	1100100010
149	628	0101010011
150	853	0111011110
151	484	1110011101
152	289	0001011110
153	811	0010111011
154	202	1000010110
155	1 021	0000000011
156	463	1110111000
157	568	0110010100
158	904	0010011101

3.5.3 STRUCTURE DES DONNÉES SUR LE SIGNAL SBAS L1

Note.— Les messages transmis au moyen du signal SBAS L1 sont indépendants de ceux qui le sont au moyen du signal SBAS L5. Les informations transmises au moyen du signal SBAS L1 servent uniquement au service SBAS L1 utilisant le signal C/A L1 du GPS et le signal L1OF du GLONASS (signal FDMA).

3.5.3.1 *Description générale*. Comme l'indique la figure B-25, tous les messages consisteront en un identificateur de type de message, suivi d'un préambule, d'un champ de données et d'un code de contrôle de redondance cyclique.

3.5.3.2 *Préambule.* Dans le cas du SBAS L1, le préambule sera formé de la séquence de bits 01010011 10011010 11000110, répartie en trois blocs consécutifs. Le début de chaque préambule de 24 bits coïncidera avec l'impulsion de sous-trame GPS de 6 secondes.

3.5.3.3 *Identificateur de type de message.* L'identificateur de type de message L1 sera une séquence de 6 bits indiquant à laquelle des catégories 0 à 63 du tableau B-62 appartient le message. Cet identificateur sera transmis en commençant par le bit de poids fort (MSB).

3.5.3.4 *Champ de données*. Le champ de données L1 se composera de 212 bits (§ 3.5.6). Chacun de ses paramètres sera transmis en commençant par le bit de poids fort.

Tableau B-62. Types de messages L1 diffusés

Type de message L1	*Contenu*
0	« Ne pas utiliser » (mode d'essai SBAS) – Le contenu s'applique au service SBAS L1 seulement
1	Masque PRN
2 à 5	Corrections rapides
6	Données d'intégrité
7	Facteur de dégradation des corrections rapides
8	De réserve
9	Paramètres de mesure de distance GEO
10	Paramètres de dégradation
11	De réserve
12	Paramètres de décalage temps réseau SBAS-temps UTC
13 à 16	De réserve
17	Almanachs des satellites géostationnaires
18	Masques des points de grille ionosphérique
19 à 23	De réserve
24	Combinaison corrections rapides-corrections à long terme des erreurs des satellites
25	Corrections à long terme des erreurs des satellites
26	Corrections de retard ionosphérique
27	Message de service SBAS
28	Matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides
29 à 61	De réserve
62	Réservé – Le contenu s'applique au service SBAS L1 seulement
63	Message vide – Le contenu s'applique au service SBAS L1 seulement

Note.— Les messages L1 (tableau B-62) sont destinés à être utilisés dans le cadre du service SBAS L1, et les messages L5 (tableau B-98), dans le cadre du service SBAS DFMC. Les messages des types 0,62 et 63 sont utilisés indépendamment à la fois par le service SBAS L1 et par le service SBAS DFMC, et leur contenu ne s'applique qu'au service correspondant.

3.5.3.5 *Contrôle de redondance cyclique (CRC).* Le code de contrôle de redondance cyclique (CRC) des messages SBAS L1 sera calculé comme il est indiqué au § 3.9.

3.5.3.5.1 La longueur du code CRC sera k = 24 bits.

3.5.3.5.2 Le polynôme générateur du code CRC sera :

$$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^{7} + x^{6} + x^{5} + x^{4} + x^{3} + x + 1$$

3.5.3.5.3 Le champ données CRC, M(x), sera formé comme suit :

$$M(x) = \sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \cdots + m_{226} x^0$$

3.5.3.5.4 M(x) sera formé à partir du préambule de 8 bits du message SBAS, de l'identificateur de type de message de 6 bits et du champ de données de 212 bits. L'ordre suivi sera celui dans lequel le satellite SBAS transmet les bits : m_1 correspondra au premier bit du préambule et m_{226}, au bit 212 du champ de données.

3.5.3.5.5 Le code CRC sera ordonné de manière à ce que r_1 soit le premier bit transmis et r_{24}, le dernier.

3.5.4 TENEUR DES DONNÉES SBAS L1

3.5.4.1 *Paramètres de masque PRN.* Les paramètres de masque PRN seront définis comme suit :

Numéro de code PRN : numéro permettant d'identifier sans ambiguïté le code PRN du satellite et les affectations correspondantes (tableau B-63).

Masque PRN : ensemble de 210 valeurs correspondant aux numéros de code PRN du satellite. Seules 51 des 210 valeurs seront utilisées.

Note.— Le premier bit transmis du masque PRN correspond au numéro de code PRN « 1 ».

Tableau B-63. Affectation des numéros de code PRN

Numéro de code PRN	*Affectation*
1 – 37	GPS
38 – 61	Numéro de position du satellite GLONASS plus 37
62 – 119	De réserve
120 – 158	SBAS
159 – 210	De réserve

Valeur de masque PRN : l'un des bits du masque PRN ; il indique si les données correspondant au numéro de code PRN de satellite associé (1 à 210) sont fournies.

Codage : 0 = données non fournies
1 = données fournies

Numéro de masque PRN : numéro séquentiel (1 à 51) des valeurs de masque définies dans le masque PRN.

Note.— Le numéro de masque PRN est « 1 » pour le plus petit numéro de code PRN pour lequel la valeur du masque PRN est « 1 ».

Identification des données – masque PRN (IODP) : indicateur d'association entre les données de correction et un masque PRN donné.

Note.— Les paramètres sont transmis dans les messages suivants :

a) masque PRN (constitué de 210 valeurs de masque PRN) : dans un message de type 1 ;

b) numéro de masque PRN : dans les messages des types 24, 25 et 28 ;

c) numéro de code PRN : dans un message de type 17 ;

d) paramètre IODP : dans les messages des types 1 à 5, 7, 24, 25 et 28.

3.5.4.2 *Paramètres de la fonction de mesure de distance GEO (orbite géostationnaire).* Les paramètres de mesure de distance GEO seront définis comme suit :

$t_{0,GEO}$ *:* temps de référence applicable aux données de mesure de distance GEO (temps écoulé depuis 00 h 00, le même jour).

$[X_G Y_G Z_G]$ *:* position du satellite géostationnaire au temps $t_{0,GEO}$.

$[\dot{X}_G \dot{Y}_G \dot{Z}_G]$ *:* vitesse du satellite géostationnaire au temps $t_{0,GEO}$.

$[\ddot{X}_G \ddot{Y}_G \ddot{Z}_G]$ *:* accélération du satellite géostationnaire au temps $t_{0,GEO}$.

a_{Gf0} *:* décalage temporel entre l'horloge GEO et le temps réseau SBAS (SNT) L1 à l'instant $t_{0,GEO}$.

a_{Gf1} *:* taux de dérive de l'horloge GEO par rapport au temps réseau SBAS L1.

Erreur de distance pour l'utilisateur (URA) : indicateur associé à l'erreur type sur la mesure de distance, compte non tenu des effets atmosphériques (tableau B-64).

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 9.

Tableau B-64. Erreur de distance pour l'utilisateur (URA)

URA	*Précision (rms)*
0	2 m
1	2,8 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1 024 m
13	2 048 m
14	4 096 m
15	« Ne pas utiliser »

Note.— Les valeurs de 0 à 14 de l'URA ne sont pas utilisées dans les protocoles pour applications de données (§ 3.5.5). Les récepteurs embarqués n'utiliseront pas la fonction de mesure de distance GEO si l'URA indique « Ne pas utiliser » (§ 3.5.8.3).

3.5.4.3 *Paramètres d'almanach GEO.* Les paramètres d'almanach seront définis comme suit :

Numéro de code PRN : voir le § 3.5.4.1.

État de fonctionnement : indication des fonctions assurées par le SBAS. Le tableau B-65 donne les valeurs des identificateurs des fournisseurs de services :

Codage :	Bit 0 (LSB)	Mesure de distance	Fonction assurée (0)	Fonction non assurée (1)
	Bit 1	Corrections en précision	Fonction assurée (0)	Fonction non assurée (1)
	Bit 2	État de fonctionnement du satellite et corrections sommaires	Fonction assurée (0)	Fonction non assurée (1)
	Bits 3	De réserve		
	Bits 4 à 7	Identificateur de fournisseur de services		

$[X_{G,A} Y_{G,A} Z_{G,A}]$ *:* position du satellite géostationnaire au temps $t_{almanach}$.

$[\dot{X}_{G,A} \dot{Y}_{G,A} \dot{Z}_{G,A}]$ *:* vitesse du satellite géostationnaire au temps $t_{almanach}$.

$t_{almanach}$ *:* temps de référence applicable aux données d'almanach GEO (temps écoulé depuis 00 h 00, le même jour).

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 17.

Tableau B-65. Identificateurs des fournisseurs de services SBAS

Identificateur	*Fournisseur de services*
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	SDCM
5	BDSBAS
6	KASS
7	ANGA
8	SouthPAN
9 à 13	Réservés au SBAS
14, 15	Réservés
16 à 31	Réservés aux fournisseurs de SBAS DFMC

Note 1.— L'identificateur 14 est utilisé pour le GBAS et ne s'applique pas au SBAS.

Note 2.— Les identificateurs 16 à 31 ne peuvent pas être codés dans le message SBAS L1.

3.5.4.4 *PARAMÈTRES DE CORRECTION DIFFUSÉS*

3.5.4.4.1 Les paramètres de correction à long terme seront définis comme suit :

Identification des données (IOD_i) : indicateur d'association entre les corrections à long terme applicables au satellite i et les éphémérides diffusées par ce même satellite.

Note 1.— Dans le cas du GPS, le paramètre IOD_i coïncide avec le paramètre IODE et les 8 bits de poids faible du paramètre IODC (§ 3.1.1.3.1.4 et 3.1.1.3.2.2).

Note 2.— Dans le cas du GLONASS, le paramètre IOD_i indique la période de temps pendant laquelle les données GLONASS doivent être utilisées avec les données SBAS. Il est constitué des deux champs indiqués au tableau B-66.

δ_{xi} *:* correction des éphémérides le long de l'axe des x pour le satellite i.

δ_{yi} *:* correction des éphémérides le long de l'axe des y pour le satellite i.

δ_{zi} *:* correction des éphémérides le long de l'axe des z pour le satellite i.

$\delta_{ai,f0}$ *:* correction de temps des éphémérides pour le satellite i.

$\delta\dot{x}_i$ *:* correction de vitesse des éphémérides pour le satellite i le long de l'axe des x.

$\delta\dot{y}_i$ *:* correction de vitesse des éphémérides pour le satellite i le long de l'axe des y.

$\delta\dot{z}_i$ *:* correction de vitesse des éphémérides pour le satellite i le long de l'axe des z.

$\delta_{ai,f1}$ *:* taux de variation de la correction de temps des éphémérides pour le satellite i.

$t_{i,LT}$ *:* instant d'entrée en vigueur des paramètres δx_i, δy_i, δz_i, $\delta a_{i,f0}$, $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ et $\delta a_{i,f1}$, exprimée en secondes écoulées depuis 00 h 00 le même jour.

Code de vitesse : indicateur précisant le format des messages (tableaux B-86 et B-87).

Codage : 0 = $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ et $\delta a_{i,f1}$ ne sont pas diffusés
1 = $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ et $\delta a_{i,f1}$ sont diffusés

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages des types 24 et 25.

3.5.4.4.2 Les paramètres de correction rapide seront définis comme suit :

Correction rapide (FC_i) : pour le satellite i, correction de pseudodistance pour les erreurs à variation rapide, autres que les erreurs troposphériques et ionosphériques, qui doivent être ajoutées à la pseudodistance après application de la correction à long terme.

Note.— Le récepteur de l'utilisateur corrige les effets troposphériques de manière distincte (§ 3.5.8.4.2 et 3.5.8.4.3).

Identificateur de type de correction rapide : indicateur dont la valeur 0, 1, 2 ou 3 permet de déterminer si le message de type 24 contient les données de correction rapide et d'intégrité associées aux numéros de masque PRN contenus respectivement dans les messages des types 2, 3, 4 ou 5.

Identification des données – corrections rapides ($IODF_j$) : indicateur d'association entre les paramètres $UDREI_i$ et les corrections rapides. L'indice *j* (valeur : de 2 à 5) précise le type de message auquel s'applique le paramètre $IODF_j$ (j est égal à l'identificateur de type de correction rapide, plus 2).

Note.— L'identificateur de type de correction rapide est incorporé aux messages de type 24. Les paramètres FC_i sont incorporés aux messages de type 2 à 5 et 24. Les paramètres $IODF_j$ sont incorporés aux messages de type 2 à 6 et 24.

Tableau B-66. Paramètre IOD_i des satellites GLONASS

MSB	*LSB*
Intervalle de validité (5 bits)	Temps d'attente (3 bits)

3.5.4.5 *Paramètres d'intégrité des données de correction rapide ou à long terme*. Les paramètres d'intégrité pour les corrections rapides et à long terme seront définis comme suit :

$UDREI_i$: indicateur définissant le paramètre $\sigma^2_{i,UDRE}$ relatif au satellite *i* (tableau B-67).

Variance type des erreurs d'horloge et d'éphémérides résiduelles ($\sigma^2_{i,UDRE}$) : variance de la distribution normale associée aux erreurs de mesure de distance différentielle de l'utilisateur relatives au satellite *i*, après prise en compte des corrections rapides et à long terme, à l'exclusion des effets atmosphériques et utilisée dans le calcul des niveaux HPL/VPL (§ 3.5.5.6).

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages des types 2, 6 et 24.

Tableau B-67. Évaluation de UDREI$_i$

$UDREI_i$	$\sigma^2_{i,UDRE}$
0	0,0520 m^2
1	0,0924 m^2
2	0,1444 m^2
3	0,2830 m^2
4	0,4678 m^2
5	0,8315 m^2
6	1,2992 m^2
7	1,8709 m^2
8	2,5465 m^2
9	3,3260 m^2
10	5,1968 m^2
11	20,7870 m^2
12	230,9661 m^2
13	2 078,695 m^2
14	« Non contrôlés »
15	« Ne pas utiliser »

3.5.4.6 *Paramètres de corrections ionosphériques.* Les paramètres de corrections ionosphériques seront les suivants :

Masque IGP : ensemble de 11 masques de bande de points de grille ionosphérique (tableau B-68).

Masque de bande IGP : ensemble de valeurs de masque IGP correspondant aux positions des points de grille ionosphérique constituant l'une des 11 bandes IGP (tableau B-68).

Valeur de masque IGP : bit indiquant si des données sont fournies dans la bande IGP considérée relativement au point de grille ionosphérique associé.

Codage : 0 = données non fournies
1 = données fournies

Nombre de bandes IGP : nombre de masques de bande spécifiés dans le message.

Identificateur de bande IGP : numéro d'identification de la bande ionosphérique considérée (tableau B-68).

Identificateur de bloc IGP : code d'identification du bloc IGP considéré. Les blocs IGP sont définis par découpage en groupes de 15 de la séquence de points de grille d'un masque de bande IGP ayant 1 pour valeur de masque. Les blocs sont ensuite numérotés dans l'ordre de transmission des valeurs de masque IGP, en commençant par « 0 ».

Tableau B-68. Position des points IGP et numéros des bandes

Position des points		*Ordre de transmission à l'intérieur du masque de bande IGP*
Bande 0		
180 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	1 – 28
175 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
170 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
165 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
160 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
155 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
150 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
145 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 1		
140 O	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 28
135 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
130 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
125 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
120 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
115 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
110 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
105 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 2		
100 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
95 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
90 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	51 – 78
85 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
80 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
75 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
70 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
65 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 3		
60 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
55 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
50 O	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 78
45 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
40 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
35 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
30 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178

Position des points		*Ordre de transmission à l'intérieur du masque de bande IGP*
25 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 4		
20 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
15 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
10 O	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
5 O	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
0	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	101 – 128
5 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
10 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
15 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 5		
20 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
25 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
30 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
35 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
40 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 128
45 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
50 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
55 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 6		
60 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
65 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
70 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
75 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
80 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
85 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
90 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	151 – 178
95 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Bande 7		
100 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
105 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
110 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
115 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
120 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
125 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
130 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151 – 178
135 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201

Position des points		*Ordre de transmission à l'intérieur du masque de bande IGP*
Bande 8		
140 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
145 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
150 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
155 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
160 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
165 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
170 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151 – 177
175 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	178 – 200
Bande 9		
60 N	180O, 175O, 170O, …, 165E, 170E, 175E	1 – 72
65 N	180O, 170O, 160O, …, 150E, 160E, 170E	73 – 108
70 N	180O, 170O, 160O, …, 150E, 160E, 170E	109 – 144
75 N	180O, 170O, 160O, …, 150E, 160E, 170E	145 – 180
85 N	180O, 150O, 120O, …, 90E, 120E, 150E	181 – 192
Bande 10		
60 S	180O, 175O, 170O, …, 165E, 170E, 175E	1 – 72
65 S	180O, 170O, 160O, …, 150E, 160E, 170E	73 – 108
70 S	180O, 170O, 160O, …, 150E, 160E, 170E	109 – 144
75 S	180O, 170O, 160O, …, 150E, 160E, 170E	145 – 180
85 S	170O, 140O, 110O, …, 100E, 130E, 160E	181 – 192

Intervalle de validité (V) : intervalle de temps pendant lequel les données des éphémérides GLONASS sont applicables (codées avec un décalage de 30 s) (tableau B-69).

Temps d'attente (L) : intervalle entre l'instant où l'élément sol reçoit les dernières éphémérides GLONASS et l'instant de transmission par le satellite géostationnaire (t_{ltc}) du premier bit du message de correction à long terme (tableau B-30).

$IODI_k$: indicateur signalant à quel instant le k^e masque de bande IGP change.

Estimation du retard à la verticale du point IGP : valeur estimée du retard que subirait un signal à 1 575,42 MHz traversant l'ionosphère à la verticale du point IGP considéré.

Codage : la séquence de bits 111111111 signifie « Ne pas utiliser ».

$GIVEI_i$: indicateur définissant le paramètre $\sigma^2_{i,GIVE}$ (tableau B-71).

Variance type des erreurs résiduelles dues à la propagation ionosphérique ($\sigma^2_{i,GIVE}$) : variance de la distribution normale associée à l'erreur ionosphérique verticale résiduelle au point IGP d'un signal L1.

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages des types 18 et 26.

Tableau B-69. Intervalle de validité

Données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Intervalle de validité (V)	5	30 à 960 s	30 s

Tableau B-70. Temps d'attente

Données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Temps d'attente (L)	3	0 à 120 s	30 s

Tableau B-71. Évaluation de GIVEI$_i$

GIVEI$_i$	$\sigma^2_{i,GIVE}$
0	0,0084 m^2
1	0,0333 m^2
2	0,0749 m^2
3	0,1331 m^2
4	0,2079 m^2
5	0,2994 m^2
6	0,4075 m^2
7	0,5322 m^2
8	0,6735 m^2
9	0,8315 m^2
10	1,1974 m^2
11	1,8709 m^2
12	3,3260 m^2
13	20,787 m^2
14	187,0826 m^2
15	« Non contrôlé »

3.5.4.7 *Paramètres de dégradation.* S'ils sont utilisés, les paramètres de dégradation seront définis comme suit :

Indicateur de facteur de dégradation des corrections rapides (ai$_i$) : indicateur du facteur de dégradation des corrections rapides (a$_i$) pour le satellite i (tableau B-72).

Note.— Le paramètre ai$_i$ permet aussi de définir le délai d'expiration des corrections rapides (§ 3.5.8.1.2).

Tableau B-72. Facteur de dégradation des corrections rapides

Indicateur de facteur de dégradation (ai_i)	*Facteur de dégradation (a_i)*
0	0,0 mm/s^2
1	0,05 mm/s^2
2	0,09 mm/s^2
3	0,12 mm/s^2
4	0,15 mm/s^2
5	0,20 mm/s^2
6	0,30 mm/s^2
7	0,45 mm/s^2
8	0,60 mm/s^2
9	0,90 mm/s^2
10	1,50 mm/s^2
11	2,10 mm/s^2
12	2,70 mm/s^2
13	3,30 mm/s^2
14	4,60 mm/s^2
15	5,80 mm/s^2

Temps d'attente système (t_{lat}) : intervalle séparant le début de la dégradation des corrections rapides et le temps de référence de l'indicateur de la distance différentielle estimée de l'utilisateur (UDREI).

B_{rrc} *:* paramètre fixant la limite des erreurs dues au bruit et à l'arrondissement, aux fins du calcul, de la dégradation du taux de correction de distance (§ 3.5.5.6.2.2).

C_{ltc_lsb} *:* erreur d'arrondi maximale liée à la résolution des caractéristiques orbitales et des données d'horloge.

C_{ltc_v1} *:* erreur de vitesse liée à l'écart maximal observé sur le taux de variation de distance entre les messages manqués en raison des différences entre les fréquences d'horloge et les vitesses de révolution.
I_{ltc_v1} *:* intervalle de mise à jour des corrections à long terme quand le code de vitesse est « 1 » (§ 3.5.4.4.1).

C_{ltc_v0} *:* paramètre fixant la limite de l'écart séparant deux corrections à long terme consécutives pour les satellites dont le code de vitesse est « 0 ».

I_{ltc_v0} *:* intervalle minimal de mise à jour pour les corrections à long terme quand le code de vitesse est « 0 » (voir le § 3.5.4.4.1).

C_{GEO_lsb} *:* erreur d'arrondi maximale liée à la résolution des caractéristiques orbitales et des données d'horloge.

C_{GEO_v}*:* erreur de vitesse liée à l'écart maximal observé sur le taux de variation de distance entre les messages manqués en raison des différences entre les fréquences d'horloge et les vitesses de révolution.

I_{GEO} *:* intervalle de mise à jour des messages émis par la fonction de mesure de distance GEO.

C_{er} *:* valeur limite de l'erreur résiduelle due à l'utilisation des données d'approche de précision ou NPV au-delà du délai d'expiration.

C_{iono_step} *:* valeur limite de la différence entre les retards des points de grille ionosphérique successifs.

I_{iono} *:* intervalle minimal de mise à jour des messages de correction des effets ionosphériques.

$C_{iono\ ramp}$ *:* taux de variation des corrections d'effets ionosphériques.

RSS_{UDRE} *:* indicateur précisant le mode de sommation des corrections rapides ou à long terme résiduelles.

Codage : 0 = sommation linéaire
1 = résultante quadratique

RSS_{iono} *:* indicateur précisant le mode de sommation des corrections d'effets ionosphériques résiduelles.

Codage : 0 = sommation linéaire
1 = résultante quadratique

$C_{covariance}$ *:* terme employé pour compenser les effets de la quantification lorsque le message de type 28 est utilisé.

Note 1.— Les paramètres a_i et t_{lat} font partie des messages de type 7. Tous les autres sont incorporés aux messages de type 10.

Note 2.— Si le message de type 28 n'est pas diffusé, le terme $C_{covariance}$ ne s'applique pas.

3.5.4.8 *Paramètres de temps.* S'ils sont utilisés, les paramètres de temps seront définis comme suit :

Identificateur de temps de référence UTC : indicateur précisant le type de temps UTC utilisé (tableau B-73).

Heure de la semaine GPS : nombre de secondes écoulées depuis la fin de la semaine GPS précédente (analogue au paramètre défini au § 3.1.1.2.6.1, mais avec une résolution de 1 seconde).

Numéro de semaine GPS (WN) : voir le § 3.1.1.2.6.2.

Indicateur GLONASS : drapeau indiquant si les paramètres de temps GLONASS sont fournis.

Codage : 0 = les paramètres temporels GLONASS ne sont pas fournis ;
1 = les paramètres temporels GLONASS sont fournis.

Écart temporel GLONASS ($\delta a_{i,GLONASS}$) : paramètre qui représente la partie stable de l'écart entre le temps GLONASS et le temps réseau SBAS.

Note.— Si le SBAS ne prend pas en charge le GLONASS, le paramètre $\delta a_{i,GLONASS}$ ne s'applique pas.

Paramètres UTC : A_{1SNT}, A_{0SNT}, t_{0t}, WN_t, Δt_{LS}, WN_{LSF}, DN et Δt_{LSF} sont les paramètres décrits au § 3.1.1.3.3.6, mis à part le fait que les paramètres SBAS relient l'heure du réseau SBAS au temps UTC et non au temps GPS.

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 12.

Tableau B-73. Identificateur de temps de référence UTC

Identificateur	*Description*
0	Temps UTC du National Institute of Information and Communications Technology, Tokyo (Japon)
1	Temps UTC du National Institute of Standards and Technology des États-Unis
2	Temps UTC du United States Naval Observatory
3	Temps UTC du Bureau international des poids et mesures
4	Réservé (temps UTC d'un laboratoire européen)
5	Temps UTC du National Time Service Center de la Chinese Academy of Sciences
6	Réservé
7	Temps UTC non fourni
8 à 15	Réservés au SBAS DFMC

Note.— Les identificateurs de temps de référence UTC 8 à 15 ne peuvent pas être codés dans le message SBAS L1.

3.5.4.9 *Paramètres caractéristiques de la région de service.* Les paramètres caractérisant la région de service seront définis comme suit :

Identification des données – service (IODS) : indicateur signalant toute modification de service dans la région considérée.

Nombre de messages de service : nombre de messages de service SBAS de type 27 différents diffusés. (La valeur est codée avec un décalage de 1.)

Numéro de message de service : numéro séquentiel identifiant le message dans l'ensemble de messages de type 27 en cours de diffusion (allant de 1 au nombre de messages de service, codés avec un décalage de 1).

Nombre de régions : nombre de régions de service pour lesquelles des coordonnées sont diffusées dans le message.

Code de priorité : indication de la priorité d'un message lorsque deux messages définissent des régions qui se chevauchent. Le message dont le code de priorité est le plus élevé a préséance. Si les codes de priorité sont les mêmes, le message dont la valeur δUDRE est la moins élevée a préséance.

Indicateur δUDRE – intérieur : indication du facteur de dégradation UDRE régional (δUDRE) applicable aux endroits situés à l'intérieur d'une région définie dans le message, conformément au tableau B-74.

Indicateur δUDRE – extérieur : indication du facteur de dégradation UDRE régional (δUDRE) applicable aux endroits situés à l'extérieur de toutes les régions définies dans tous les messages de type 27 en cours, conformément au tableau B-74.

Coordonnée (latitude) : latitude d'un angle d'une région.

Coordonnée (longitude) : longitude d'un angle d'une région.

Tableau B-74. Évaluation de l'indicateur δUDRE

Indicateur δUDRE	*δUDRE*
0	1
1	1,1
2	1,25
3	1,5
4	2
5	3
6	4
7	5
8	6
9	8
10	10
11	20
12	30
13	40
14	50
15	100

Décalage temporel GLONASS L1 ($\delta a_{i,GLONASS}$) : paramètre transmis au moyen du signal L1 qui représente la partie stable du décalage entre le temps GLONASS L1 et le temps réseau SBAS L1.

Note.— Si le SBAS L1 ne prend pas en charge le GLONASS, le paramètre $\delta a_{i,GLONASS}$ ne s'applique pas.

Forme de la région : indication de la forme de la région (triangulaire ou quadrangulaire).

Codage : 0 = triangulaire
1 = quadrangulaire

Note 1.— La coordonnée 3 a la coordonnée 1 (latitude) et la coordonnée 2 (longitude). Si la région est quadrangulaire, la coordonnée 4 a la coordonnée 2 (latitude) et la coordonnée 1 (longitude). La région est délimitée en joignant les coordonnées dans la séquence 1-2-3-1 (région triangulaire) et 1-3-2-4-1 (région quadrangulaire). Les segments de la limite ont soit une latitude constante, soit une longitude constante ou une pente constante en degrés de latitude par degré de longitude. Le changement de latitude ou de longitude sur tout segment de limite entre deux coordonnées est inférieur à ±180°.

Note 2.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 27.

3.5.4.10 *Paramètres de la matrice de covariance horloge-éphémérides*. Les paramètres de la matrice de covariance horloge-éphémérides seront les suivants :

Numéro de masque PRN : voir le § 3.5.4.1.

Exposant d'échelle : terme servant à calculer l'échelle utilisée pour coder les éléments de la factorisation de Cholesky.

Éléments de la factorisation de Cholesky ($E_{i,j}$) : éléments d'une matrice triangulaire supérieure qui compresse les données de la matrice de covariance de l'horloge et des éphémérides. Ces éléments sont utilisés pour calculer le facteur de dégradation UDRE (δUDRE) en fonction de la position de l'utilisateur.

3.5.5 DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR APPLICATIONS DE DONNÉES SBAS L1

Note.— Cette section contient la définition des paramètres qui ne sont pas transmis ; ces paramètres sont toutefois utilisés par les éléments embarqués ou non embarqués et définissent des termes appliqués pour déterminer la solution de navigation et son intégrité. Ces paramètres assurent l'interopérabilité du SBAS.

3.5.5.1 *DONNÉES DE POSITION ET D'HORLOGE DES SATELLITES GÉOSTATIONNAIRES*

3.5.5.1.1 *Position estimée du satellite géostationnaire.* La position estimée d'un satellite géostationnaire à un instant quelconque t_k est :

$$\begin{bmatrix}\hat{X}_G\\ \hat{Y}_G\\ \hat{Z}_G\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}X_G\\ Y_G\\ Z_G\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}\dot{X}_G\\ \dot{Y}_G\\ \dot{Z}_G\end{bmatrix}\left(t\text{-}t_{0,GEO}\right) + \frac{1}{2}\begin{bmatrix}\ddot{X}_G\\ \ddot{Y}_G\\ \ddot{Z}_G\end{bmatrix}\left(t\text{–}t_{0,GEO}\right)^2$$

3.5.5.1.2 *Correction d'horloge du satellite géostationnaire*. La correction d'horloge d'un satellite géostationnaire SBAS *i* est appliquée selon l'équation ci-dessous :

$$t = t_G - \Delta t_G$$

où :

t	=	heure du réseau SBAS (SNT)
t_G	=	temps indiqué par la phase de code du satellite géostationnaire
Δt_G	=	déphasage de code du satellite géostationnaire

3.5.5.1.2.1 Le déphasage de code (Δt_G) à un instant quelconque *t* est :

$$\Delta t_G = a_{Gf0} + a_{Gf1}\,(t - t_{0,GEO})$$

l'expression ($t - t_{0,GEO}$) étant corrigée de façon à tenir compte du changement de journée.

3.5.5.2 *CORRECTIONS À LONG TERME*

3.5.5.2.1 *Correction d'horloge GPS.* La correction d'horloge d'un satellite GPS *i* est appliquée selon l'équation ci-dessous :

$$t = t_{SV,i} - [(\Delta t_{SV,i})_{L1} + \delta\Delta t_{SV,i}]$$

où :

t	=	heure du réseau SBAS
$t_{SV,i}$	=	temps du satellite GPS au moment de la transmission du message

$(\Delta t_{SV,i})_{L1}$ = phase de code PRN du satellite (§ 3.1.2.2)
$\delta\Delta t_{SV,i}$ = correction du déphasage de code

3.5.5.2.1.1 La correction de déphasage ($\delta\Delta t_{SV,i}$) d'un satellite GPS ou SBAS à un instant quelconque t_k est :

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f0} + \delta a_{i,f1}\,(t_k - t_{i,LT})$$

3.5.5.2.2 *Correction d'horloge GLONASS.* La correction d'horloge d'un satellite GLONASS *i* est appliquée selon l'équation ci-dessous :

$$t = t_{SV,i} + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t_{SV,i} - t_b) - \delta\Delta t_{SV,i}$$

où :

t = réseau SBAS
$t_{SV,i}$ = temps du satellite GLONASS au moment de la transmission du message
t_b, $\tau_n(t_b)$, $\gamma_n(t_b)$ = paramètres temporels GLONASS définis au § 3.2.2.2
$\delta\Delta t_{SV,i}$ = correction du déphasage de code

La correction de déphasage de code $\delta\Delta t_{SV,i}$ d'un satellite GLONASS *i* est :

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f0} + \delta a_{i,f1}(t - t_{i,LT}) + \delta a_{i,GLONASS}$$

où $(t - t_{i,LT})$ est corrigé pour tenir compte du changement de journée. Si le code de vitesse = 0, alors $\delta a_{i,f} = 0$.

3.5.5.2.3 *Correction de la position du satellite.* Le vecteur de position SBAS corrigé du satellite *i* de la ou des constellations satellitaires de base ou du SBAS à l'instant *t* est :

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{corrigé} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_i \\ \delta \dot{y}_i \\ \delta \dot{z}_i \end{bmatrix} \left(t - t_{i,LT}\right)$$

où :

$(t - t_{i,LT})$ est corrigé de façon à tenir compte du changement de journée.
$[x_i\ y_i\ z_i]^T$ est le vecteur de position du satellite de la ou des constellations satellitaires de base ou du SBAS (§ 3.1.2.3, 3.2.2.3 et 3.5.5.1.1).

Si le code de vitesse est 0, alors $[\delta\dot{x}_i\ \delta\dot{y}_i\ \delta\dot{z}_i]^T = [0\ \ 0\ \ 0]^T$.

3.5.5.3 *Corrections de pseudodistance.* La pseudodistance corrigée d'un satellite *i* à l'instant *t* est :

$$PR_{i,corrigé} = PR_i + FC_i + RRC_i\,(t - t_{i,0f}) + IC_i + TC_i$$

où :

PR_i = pseudodistance mesurée après application de la correction d'horloge du satellite
FC_i = correction rapide
RRC_i = taux de correction de distance
IC_i = correction des effets ionosphériques
TC_i = correction des effets troposphériques (valeur négative représentant le retard troposphérique)

$t_{i,0f}$ = instant d'entrée en vigueur des corrections rapides les plus récentes (début de l'impulsion de la seconde SNT coïncidant avec la transmission par le satellite SBAS du premier symbole du bloc-message)

3.5.5.4 *Taux de correction de distance.* Le taux de correction de distance du satellite *i* est :

$$RRC_i = \begin{cases} \dfrac{FC_{i,actuelle} - FC_{i,précédente}}{t_{i,0f} - t_{i,0f\_précédente}}, si\ a_i \neq 0 \\ 0, si\ a_i = 0 \end{cases}$$

où :

$FC_{i,actuelle}$ = correction rapide la plus récente
$FC_{i,précédente}$ = correction rapide antérieure
$t_{i,0f}$ = instant d'entrée en vigueur de $FC_{i,actuelle}$
$t_{i,0f\_précédente}$ = instant d'entrée en vigueur de $FC_{i,précédente}$
a_i = facteur de dégradation de la correction rapide (voir le tableau B-72).

3.5.5.5 *CORRECTIONS DES EFFETS IONOSPHÉRIQUES TRANSMISES*

3.5.5.5.1 *Position des points de pénétration ionosphérique (IPP).* Le point d'intersection du segment de ligne récepteur-satellite avec l'ellipsoïde situé à 350 km au-dessus de l'ellipsoïde du WGS-84 est appelé point de pénétration ionosphérique (ou point IPP). Sa position est donnée par sa latitude (ϕ_{pp}) et sa longitude (λ_{pp}) WGS-84.

3.5.5.5.2 *Corrections ionosphériques*. Les corrections des effets ionosphériques, pour le satellite *i* sont :

$$IC_i = -F_{pp}\ \tau_{vpp}$$

où :

F_{pp} = facteur d'obliquité = $\left[1 - \left(\frac{R_e \cos\theta_i}{R_e + h_1}\right)^2\right]^{-\frac{1}{2}}$
τ_{vpp} = valeur estimée du retard ionosphérique dans le sens vertical, après interpolation (§ 3.5.5.5.3)
R_e = 6 378,1363 km
θ_i = angle de site du satellite *i*
h_I = 350 km

Note.— Dans le cas des satellites GLONASS, la correction ionosphérique (IC_i) doit être multipliée par le carré du rapport entre les fréquences du GLONASS et les fréquences du GPS ($(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$).

3.5.5.5.3 *Valeur estimée du retard ionosphérique dans le sens vertical, après interpolation.* Quatre points étant connus, l'interpolation de la valeur estimée du retard ionosphérique dans le sens vertical à la latitude ϕ_{pp} et à la longitude λ_{pp} donne :

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{4} W_k\ \tau_{vk}$$

où :

τ_{vk} : valeurs transmises du retard mesuré dans le sens vertical au sommet k de la grille IGP (figure B-26).
$W_1 = x_{pp}\, y_{pp}$
$W_2 = (1 - x_{pp})\, y_{pp}$
$W_3 = (1 - x_{pp})\, (1 - y_{pp})$
$W_4 = x_{pp}\, (1 - y_{pp})$

3.5.5.5.3.1 Pour les points IPP situés entre 85°N et 85°S :

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}$$

$$y_{pp} = \frac{\phi_{pp} - \phi_1}{\phi_2 - \phi_1}$$

où :

λ_1 = longitude des points IGP situés à l'ouest du point IPP considéré
λ_2 = longitude des points IGP situés à l'est du point IPP considéré
ϕ_1 = latitude des points IGP situés au sud du point IPP considéré
ϕ_2 = latitude des points IGP situés au nord du point IPP considéré

Note.— Si λ_1 et λ_2 sont à cheval sur le méridien 180°, le calcul de x_{pp} doit tenir compte de la discontinuité des valeurs de longitude.

3.5.5.5.3.2 Pour les points IPP situés au nord du 85e parallèle nord ou au sud du 85e parallèle sud :

$$y_{pp} = \frac{|\phi_{pp}| - 85°}{10°}$$

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_3}{90°} \times (1 - 2\, y_{pp}) + y_{pp}$$

où :

λ_1 = longitude du deuxième point IGP situé à l'est du point IPP considéré
λ_2 = longitude du deuxième point IGP situé à l'ouest du point IPP considéré
λ_3 = longitude du point IGP le plus proche à l'ouest du point IPP considéré
λ_4 = longitude du point IGP le plus proche à l'est du point IPP considéré

Trois points étant connus, l'interpolation de la valeur estimée du retard ionosphérique dans le sens vertical est donnée par :

3.5.5.5.3.3 Pour les points situés entre 75°S et 75°N :

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{3} W_k\, \tau_{vk}$$

où :

$W_1 = y_{pp}$
$W_2 = 1 - x_{pp} - y_{pp}$
$W_3 = x_{pp}$

3.5.5.5.3.4 x_{pp} et y_{pp} sont calculés pour une interpolation à quatre points, à ceci près que λ_1 et ϕ_1 sont toujours la longitude et la latitude du point IGP2, et λ_2 et ϕ_2, les autres longitude et latitude. IGP2 est toujours le sommet opposé à l'hypoténuse du triangle défini par les trois points, IGP1 est à la même longitude que IGP2 et IGP3 est à la même latitude que IGP2 (figure B-27).

3.5.5.5.3.5 Pour les points situés au nord du 75e parallèle nord ou au sud du 75e parallèle sud, l'interpolation à partir de trois points n'est pas possible.

3.5.5.5.4 *Sélection des points de grille ionosphérique.* Le protocole de sélection des points de grille ionosphérique (ou points IGP) est le suivant :

a) Cas d'un point IPP situé entre 60°N et 60°S :

1) s'il existe quatre points IGP formant une cellule de 5 degrés de côté autour du point IPP et que ces points sont positionnés à « 1 » dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

2) au cas contraire, s'il existe trois points formant un triangle rectangle autour du point IPP, les deux côtés de l'angle droit mesurant 5 degrés, et que ces points sont positionnés à « 1 » dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

3) au cas contraire, s'il existe quatre points formant une cellule de 10 degrés de côté autour du point IPP et que ces points sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

4) au cas contraire, s'il existe trois points formant un triangle rectangle autour du point IPP, les deux côtés de l'angle droit mesurant 10 degrés, et que ces points sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

5) sinon, aucune correction des effets ionosphériques ne peut être fournie.

b) Cas d'un point IPP situé entre 60°N et 75°N ou entre 60°S et 75°S :

1) s'il existe quatre points IGP formant une cellule de 5 degrés de latitude sur 10 degrés de longitude autour du point IPP et que ces points sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

2) au cas contraire, s'il existe trois points formant un triangle autour du point IPP, les deux côtés de l'angle droit mesurant 5 degrés de latitude et 10 degrés de longitude, et que ces trois points sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

3) au cas contraire, s'il existe quatre points formant une cellule de 10 degrés de côté autour du point IPP et que ces points sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

4) au cas contraire, s'il existe trois points formant un triangle autour du point IPP, les deux côtés de l'angle droit mesurant 10 degrés, et que ces trois points sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

5) sinon, aucune correction des effets ionosphériques ne peut être fournie.

c) Cas d'un point IPP situé entre 75°N et 85°N ou entre 75°S et 85°S :

1) si les deux points IGP les plus proches sur le 75e parallèle et les deux points IGP les plus proches sur le 85e parallèle (distants de 30° de longitude dans le cas des bandes 9 et 10, de 90° dans les autres cas) sont positionnés à 1 dans le masque IGP, une cellule de 10 degrés de côté est créée par interpolation linéaire entre les points IGP du 85e parallèle, ce qui donne les points IGP virtuels situés aux mêmes longitudes que les points IGP du 75e parallèle ;

2) sinon, aucune correction des effets ionosphériques ne peut être fournie.

d) Cas d'un point IPP situé au nord du 85e parallèle nord :

1) si les quatre points IGP situés à 85° de latitude nord et aux longitudes 180°O, 90°O, 0° et 90°E sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

2) sinon, aucune correction des effets ionosphériques ne peut être fournie.

e) Cas d'un point IPP situé au sud du 85e parallèle sud :

1) si les quatre points IGP situés à 85° de latitude sud et aux longitudes 140°O, 50°O, 40°E et 130°E sont positionnés à 1 dans le masque IGP, ils sont sélectionnés ;

2) sinon, aucune correction des effets ionosphériques ne peut être fournie.

Note.— La sélection des points IGP ne dépend que des informations fournies par le masque IGP, peu importe pour l'état de ces points (« contrôlé », « non contrôlé » ou « à ne pas utiliser »). Si l'un quelconque des points retenus est à l'état « Ne pas utiliser », la correction des effets ionosphériques ne peut être établie. Dans le cas d'une sélection de quatre points, si l'un d'eux est à l'état « Non contrôlé », l'interpolation se fait sur les trois autres, à condition qu'ils forment un triangle autour du point IPP.

3.5.5.6 *Niveaux de protection.* Les niveaux de protection horizontal (HPL) et vertical (VPL) sont :

$$HPL_{SBAS} = \begin{cases} K_{H,NPA} \times d_{major} & \text{du mode en route au mode approche classique} \\ K_{H,PA} \times d_{major} & \text{du mode approche de précision au mode APV} \end{cases}$$

$$VPL_{SBAS} = K_{V,PA} \times d_V$$

où :

$d_V^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{v,i}^2 \sigma_i^2 =$ variance de la distribution associée au modèle qui englobe la distribution des erreurs vraies suivant l'axe vertical.

$$d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

Dans ces équations :

$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$ = variance de la distribution associée au modèle qui englobe la distribution des erreurs vraies suivant l'axe des x.

$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$ = variance de la distribution associée au modèle qui englobe la distribution des erreurs vraies suivant l'axe des y.

$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$ = covariance de la distribution associée au modèle suivant l'axe des x et l'axe des y.

où :

$s_{x,i}$ = dérivée partielle de la composante de l'erreur de position suivant l'axe des x par rapport à l'erreur de pseudodistance commise sur le satellite i.

$s_{y,i}$ = dérivée partielle de la composante de l'erreur de position suivant l'axe des y par rapport à l'erreur de pseudodistance commise sur le satellite i.

$s_{V,i}$ = dérivée partielle de la composante de l'erreur de position suivant l'axe vertical par rapport à l'erreur de pseudodistance commise sur le satellite i.

$\sigma^2_i = \sigma^2_{i,flt} + \sigma^2_{i,UIRE} + \sigma^2_{i,air} + \sigma^2_{i,tropo}$

Les variances ($\sigma^2_{i,flt}$et $\sigma^2_{i,UIRE}$) sont définies aux § 3.5.5.6.2 et 3.5.5.6.3.1. Les paramètres ($\sigma^2_{i,air}$ et $\sigma^2_{i,tropo}$) sont déterminés par l'élément d'aéronef (§ 3.5.8.4.2 et 3.5.8.4.3).

Les axes x et y représentent le plan horizontal et l'axe v, la verticale au point considéré.

Le calcul de la position d'après la méthode générale des moindres carrés fait appel à la matrice de projection S suivante :

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

où :

G_i = $[-\cos El_i \cos Az_i \; -\cos El_i \sin Az_i \; -\sin El_i \; 1]$ = i^e ligne de G

$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & w_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & & \cdots & w_i \end{bmatrix}$$

El_i = angle de site de la i^e source de mesure de distance (en degrés)
Az_i = azimut de la i^e source de mesure de distance prise dans le sens inverse des aiguilles d'une montre à partir de l'axe x (en degrés)
w_i = coefficient de pondération inverse associé au satellite $i = \sigma^2_i$.

Note 1.— Afin de rendre les équations plus lisibles, l'indice i *a été supprimé.*

Note 2.— Dans le cas d'une solution non pondérée, la matrice de pondération est tout simplement la matrice identité ($w_i = 1$).

3.5.5.6.1 *Définition du coefficient K.* Le coefficient K a les valeurs suivantes :

$$K_{H,NPA} = 6{,}18$$

$$K_{H,PA} = 6{,}0$$

$$K_{V,PA} = 5{,}33$$

3.5.5.6.2 *Définition du modèle d'erreur applicable aux corrections rapides et à long terme.* Si les corrections rapides et les corrections à long terme ou paramètres de mesure de distance GEO sont appliqués, ainsi que les paramètres de dégradation :

$$\sigma^2_{i,flt} = \begin{cases} \left[(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE}) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{ltc} + \varepsilon_{er}\right]^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 0 \text{ (message de type 10)} \\ \left[(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE})\right]^2 + \varepsilon^2{}_{fc} + \varepsilon^2{}_{rrc} + \varepsilon^2{}_{ltc} + \varepsilon^2{}_{er}, & \text{si } RSS_{UDRE} = 1 \text{ (message de type 10)} \end{cases}$$

où :

si le message de type 27 est utilisé, δ_{UDRE} est un terme propre à une région (§ 3.5.4.9) ;
si le message de type 28 est utilisé, δ_{UDRE} est un terme propre à un satellite (§ 3.5.5.6.2.5) ;
si aucun de ces deux messages n'est utilisé, $\delta_{UDRE} = 1$.

Si les corrections rapides ou les corrections à long terme ou paramètres de mesure de distance GEO sont appliquées, mais les paramètres de dégradation ne sont pas appliqués :

$$\sigma^2{}_{i,flt} = [(\sigma_{i,UDRE})\ (\delta_{UDRE}) + 8\ m]^2$$

3.5.5.6.2.1 *Dégradation des corrections rapides.* Le paramètre de dégradation des données de correction rapide est :

$$\varepsilon_{fc} = \frac{a(t - t_u + t_{lat})^2}{2}$$

où :

t = heure courante
t_u = (temps de référence de $UDREI_i$) : si $IODF_j \neq 3$, t_u est l'instant de l'impulsion SNT de 1 seconde qui coïncide avec le début de la transmission du bloc-message contenant les données $UDREI_i$ les plus récentes (messages des types 2 à 6 ou 24) correspondant au paramètre $IODF_j$ de la correction rapide prise en compte. Si $IODF_j = 3$, t_u est l'instant de l'impulsion SNT de 1 seconde qui coïncide avec le début de la transmission du message contenant la correction rapide applicable au satellite i
t_{lat} = (défini au § 3.5.4.7)

Note.— Pour les paramètres UDRE incorporés aux messages des types 2 à 5 et 24, t_u est égal à l'instant d'entrée en vigueur des corrections rapides, puisque celles-ci sont contenues dans le même message. Pour les paramètres UDRE incorporés aux messages de type 6, si IODF = 3, t_u est égal là aussi à l'instant d'entrée en vigueur des corrections rapides (t_{of}). Enfin, pour les paramètres UDRE incorporés aux messages de type 6, si IODF ≠ 3, t_u est l'instant de transmission par le satellite géostationnaire du premier bit du message de type 6 considéré.

3.5.5.6.2.2 *Dégradation du taux de correction de distance*

3.5.5.6.2.2.1 Si RRC = 0, alors $\varepsilon_{rrc} = 0$.

3.5.5.6.2.2.2 Si RRC ≠ 0 et IODF ≠ 3, le paramètre de dégradation des données de correction rapide est :

$$\varepsilon_{rrc}=\begin{cases} 0, & \text{si } (IODF_{actuel}-IODF_{précédent})MOD3 = 1 \\ \left(\frac{aI_{fc}}{4}+\frac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t-t_{0f}), & \text{si } (IODF_{actuel}-IODF_{précédent})MOD3 \neq 1 \end{cases}$$

3.5.5.6.2.2.3 Si RRC ≠ 0 et IODF = 3, le paramètre de dégradation des données du taux de correction de distance est :

$$\varepsilon_{rrc}=\begin{cases} 0, & \text{si } \left|\Delta t-\frac{I_{fc}}{2}\right| = 0 \\ \left(\frac{a\left|\Delta t-\frac{I_{fc}}{2}\right|}{2}+\frac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t-t_{0f}), & \text{si } \left|\Delta t-\frac{I_{fc}}{2}\right| \neq 0 \end{cases}$$

Dans ces équations :

t	=	heure courante
$IODF_{actuel}$	=	paramètre IODF associé aux corrections rapides les plus récentes
$IODF_{précédent}$	=	paramètre IODF associé à la correction rapide antérieure
Δt	=	$t_{i,0f} - t_{i,0f\_précédent}$
I_{fc}	=	délai d'expiration utilisateur pour les corrections rapides

3.5.5.6.2.3 *Dégradation des corrections à long terme*

3.5.5.6.2.3.1 *Constellation ou constellations satellitaires de base*

3.5.5.6.2.3.1.1 Si le code de vitesse est 1, le paramètre de dégradation des données de correction à long terme du satellite *i* est :

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{si } t_{i,LT} < t < t_{i,LT} + I_{ltc\_v1} \\ C_{ltc\_lsb} + C_{ltc\_v1} \max\left(0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{ltc\_v1}\right), & \text{dans les autres cas} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.3.1.2 Si le code de vitesse est 0, le paramètre de dégradation est :

$$\varepsilon_{ltc}=C_{ltc\_v0}\left[\frac{t-t_{ltc}}{I_{lt\text{-}v0}}\right]$$

où :

t	=	heure courante
t_{ltc}	=	instant de transmission par le satellite géostationnaire du premier bit du message de correction à long terme
$[x]$	=	plus grand entier inférieur à x

3.5.5.6.2.3.2 *Satellites géostationnaires.* Le paramètre de dégradation des données de correction à long terme est :

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{si } t_{0,GEO} < t < t_{0,GEO} + I_{GEO} \\ C_{geo\_lsb} + C_{geo\_v} \max\left(0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}\right), & \text{dans les autres cas} \end{cases}$$

où t = heure courante.

Note.— Lorsque des corrections à long terme sont appliquées à un satellite géostationnaire, la dégradation des corrections à long terme est appliquée et la dégradation du message de navigation du satellite géostationnaire n'est pas appliquée.

3.5.5.6.2.4 *Dégradation des données de correction (de « en route » à « approche classique »)*

$$\varepsilon_{er} = \begin{cases} 0, & \text{s'il n'y a aucun délai d'expiration associé aux corrections rapides et aux corrections à long terme pour l'approche de précision/approche avec guidage vertical} \\ C_{er,} & \text{si un délai d'expiration est associé aux corrections rapides et aux corrections à long terme pour l'approche de précision/approche avec guidage vertical} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.5 *Facteur de dégradation UDRE calculé avec les données du message de type 28.*

$$\delta_{UDRE} = \sqrt{I^T \cdot C \cdot I} + \varepsilon_c$$

où :

$$I \quad + \quad \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \\ 1 \end{bmatrix},$$

$\begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \end{bmatrix}$ = le vecteur unitaire de l'utilisateur au satellite dans le cadre des coordonnées ECEF du WGS-84

$C = R^T \cdot R$

$\varepsilon_C = C_{covariance} \cdot SF$

$SF = 2^{\text{exposant d'échelle}-5}$

$R = E \cdot SF$

$$E = \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}$$

3.5.5.6.3 *Définition du modèle d'erreur applicable à la correction des effets ionosphériques*

3.5.5.6.3.1 *Données de correction des effets ionosphériques diffusées.* Si les corrections SBAS des effets ionosphériques sont appliquées, σ^2_{UIRE} est donné par l'équation :

$$\sigma^2_{UIRE} = F^2_{pp} \times \sigma^2_{UIVE}$$

où :

F_{pp} = (défini au § 3.5.5.5.2)

$$\sigma^2_{\mathrm{UIVE}} = \sum_{n=1}^{4} W_n \cdot \sigma^2_{\mathrm{n,ionogrid}} \text{ or } \sigma^2_{\mathrm{UIVE}} = \sum_{n=1}^{3} W_n \cdot \sigma^2_{\mathrm{n,ionogrid}}$$

avec utilisation des coefficients de pondération de points de pénétration ionosphériques (W_n) et des points de grille retenus pour la correction des effets ionosphériques (§ 3.5.5.5).

Si les paramètres de dégradation sont utilisés, pour chaque point de grille :

$$\sigma^2_{\mathrm{n,ionogrid}} = \begin{cases} \left(\sigma_{\mathrm{n,GIVE}} + \varepsilon_{\mathrm{iono}}\right)^2, & \text{si } \mathrm{RSS_{iono}} = 0 \text{ (message de type 10)} \\ \sigma^2_{\mathrm{n,GIVE}} + \varepsilon^2_{\mathrm{iono}}, & \text{si } \mathrm{RSS_{iono}} = 1 \text{ (message de type 10)} \end{cases}$$

où :

$\varepsilon_{\mathrm{iono}}$ = $C_{\mathrm{iono\_step}} \left[\frac{t - t_{\mathrm{iono}}}{I_{\mathrm{iono}}}\right] + C_{\mathrm{iono\_ramp}} (t - t_{\mathrm{iono}})$
t = heure courante
t_{iono} = instant de transmission par le satellite géostationnaire du premier bit de correction des effets ionosphériques
$[x]$ = plus grand entier inférieur à x

Si les paramètres de dégradation ne sont pas utilisés, pour chaque point de grille :

$$\sigma_{\mathrm{n,ionogrid}} = \sigma_{\mathrm{n,GIVE}}$$

Note.— Dans le cas des satellites GLONASS, les paramètres σ_{GIVE} et ε_{iono} doivent être multipliés par le carré du rapport entre les fréquences du GLONASS et les fréquences du GPS $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.5.6.3.2 *Correction des effets ionosphériques.* Si les corrections SBAS des effets ionosphériques ne sont pas appliquées, σ^2_{UIRE} est donné par l'équation :

$$\sigma^2_{\mathrm{UIRE}} = \mathrm{MAX}\left\{\left(\frac{T_{\mathrm{iono}}}{5}\right)^2, \left(F_{\mathrm{pp}} \cdot \tau_{\mathrm{vert}}\right)^2\right\}$$

où :

T_{iono} = valeur estimée du retard ionosphérique, selon le modèle retenu (par correction GPS ou autre)
F_{pp} = (défini au § 3.5.5.5.2)

$$\tau_{\mathrm{vert}} = \begin{cases} 9 \text{ m}, & 0 \le \left|\phi_{\mathrm{pp}}\right| \le 20 \\ 4{,}5 \text{ m}, & 20 < \left|\phi_{\mathrm{pp}}\right| \le 55; \text{ et} \\ 6 \text{ m}, & 55 < \left|\phi_{\mathrm{pp}}\right| \end{cases}$$

ϕ_{pp} = latitude du point de pénétration ionosphérique

3.5.6 TABLEAUX DE MESSAGES SBAS L1

Chaque message SBAS sera codé conformément au format correspondant à son contenu, tel que l'indiquent les tableaux B-75 à B-91. Tous les paramètres algébriques seront représentés en complément à 2, le bit de signe étant le bit de poids fort (MSB).

Note.— Dans le cas des paramètres algébriques, la plage de valeurs réelle est moins étendue que celle qui est indiquée : il faut retrancher la résolution à la valeur positive maximale.

Tableau B-75. Message de type 0 (« Ne pas utiliser ») transmis au moyen du signal L1

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Réservé	212	—	—

Tableau B-76. Message de type 1 (masque PRN)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Pour chacun des 210 numéros de code PRN			
Valeur du masque	1	0 ou 1	1
IODP	2	0 à 3	1

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.1.

Tableau B-77. Messages de corrections rapides (types 2 à 5)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
$IODF_j$	2	0 à 3	1
IODP	2	0 à 3	1
Pour 13 positions de satellite			
Correction rapide (FC_i)	12	±256,000 m	0,125 m
Pour 13 positions de satellite			
$UDREI_i$	4	(tableau B-67)	(tableau B-67)

NOTES.—
1. *Les paramètres $IODF_j$ et FC_i sont définis au § 3.5.4.4.2.*
2. *Le paramètre IODP est défini au § 3.5.4.1.*
3. *Le paramètre $UDREI_i$ est défini au § 3.5.4.5.*

Tableau B-78. Message de type 6 (données d'intégrité)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
$IODF_2$	2	0 à 3	1
$IODF_3$	2	0 à 3	1
$IODF_4$	2	0 à 3	1
$IODF_5$	2	0 à 3	1
Pour 51 satellites (en fonction du numéro de masque PRN)			
$UDREI_i$	4	(tableau B-67)	(tableau B-67)

NOTES.—
1. Les paramètres $IODF_j$ sont définis au § 3.5.4.4.2.
2. Le paramètre $UDREI_i$ est défini au § 3.5.4.5.

Tableau B-79. Message de type 7 (facteur de dégradation des corrections rapides)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Temps d'attente système(t_{lat})	4	0 à 15 s	1 s
IODP	2	0 à 3	1
De réserve	2	—	—
Pour 51 satellites (en fonction du numéro de masque PRN)			
Indicateur de facteur de dégradation (ai_i)	4	(tableau B-72)	(tableau B-72)

NOTES.—
1. Les paramètres t_{lat} et ai_i sont définis au § 3.5.4.7.
2. Le paramètre IODP est défini au § 3.5.4.1.

Tableau B-80. Message de type 9 (fonction de mesure de distance)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Réservé	8	—	—
$t_{0,GEO}$	13	0 à 86 384 s	16 s
URA	4	(tableau B-64)	(tableau B-64)
X_G	30	±42 949 673 m	0,08 m
Y_G	30	±42 949 673 m	0,08 m
Z_G	25	±6 710 886,4 m	0,4 m
$\dot{X}_G$	17	±40,96 m/s	0,000625 m/s
$\dot{Y}_G$	17	±40,96 m/s	0,000625 m/s
$\dot{Z}_G$	18	±524,288 m/s	0,004 m/s
$\ddot{X}_G$	10	±0,0064 m/s^2	0,0000125 m/s^2
$\ddot{Y}_G$	10	±0,0064 m/s^2	0,0000125 m/s^2
$\ddot{Z}_G$	10	±0,032 m/s^2	0,0000625 m/s^2
a_{Gf0}	12	$\pm 0{,}9537 \times 10^{-6}$ s	2^{-31} s
a_{Gf1}	8	$\pm 1{,}1642 \times 10^{-10}$ s/s	2^{-40} s/s

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.2.

Tableau B-81. Message de type 10 (paramètres de dégradation)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
B_{rrc}	10	0 à 2,046 m	0,002 m
C_{ltc_lsb}	10	0 à 2,046 m	0,002 m
C_{ltc_v1}	10	0 à 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I_{ltc_v1}	9	0 à 511 s	1 s
C_{ltc_v0}	10	0 à 2,046 m	0,002 m
I_{ltc_v0}	9	0 à 511 s	1 s
C_{geo_lsb}	10	0 à 0,5115 m	0,0005 m
C_{geo_v}	10	0 à 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I_{geo}	9	0 à 511 s	1 s
C_{er}	6	0 à 31,5 m	0,5 m
C_{iono_step}	10	0 à 1,023 m	0,001 m
I_{iono}	9	0 à 511 s	1 s
$C_{iono\ ramp}$	10	0 à 0,005115 m/s	0,000005 m/s
RSS_{UDRE}	1	0 ou 1	1
RSS_{iono}	1	0 ou 1	1
$C_{covariance}$	7	0 à 12,7	0,1
De réserve	81	—	—

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.7.

Tableau B-82. Message de type 12 (heure du réseau SBAS-temps UTC)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
A_{1SNT}	24	$\pm 7{,}45 \times 10^{-9}$ s/s	2^{-50} s/s
A_{0SNT}	32	±1 s	2^{-30} s
t_{0t}	8	0 à 602 112 s	4 096 s
WN_t	8	0 à 255 semaines	1 semaine
Δt_{LS}	8	±128 s	1 s
WN_{LSF}	8	0 à 255 semaines	1 semaine
DN	8	1 à 7 jours	1 jour
Δt_{LSF}	8	±128 s	1 s
Identificateur de temps de référence UTC	3	(tableau B-73)	(tableau B-73)
Heure de la semaine GPS (TOW)	20	0 à 604 799 s	1 s
Numéro de semaine GPS (WN)	10	0 à 1 023 semaines	1 semaine
Indicateur GLONASS	1	0 ou 1	1
$\delta a_{i,\ GLONASS}$ (Note 2)	24	$\pm 2^{-8}$ s	2^{-31} s
De réserve	50	—	—

NOTES.—
1. *Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.8.*
2. *Ne s'applique que si le SBAS envoie des données de synchronisation dans le message de type 12 (voir le § 3.5.7.4.4, Données de synchronisation).*

Tableau B-83. Message de type 17 (almanachs GEO)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Pour chacun des 3 satellites			
Réservé	2	0	—
Numéro de code PRN	8	0 à 210	1
État de fonctionnement	8	—	—
$X_{G,A}$	15	±42 598 400 m	2 600 m
$Y_{G,A}$	15	±42 598 400 m	2 600 m
$Z_{G,A}$	9	±6 656 000 m	26 000 m
$\dot{X}_{G,A}$	3	±40 m/s	10 m/s
$\dot{Y}_{G,A}$	3	±40 m/s	10 m/s
$\dot{Z}_{G,A}$	4	±480 m/s	60 m/s
$t_{almanach}$ (s'applique aux trois satellites)	11	0 à 86 336 s	64 s

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.3.

Tableau B-84. Message de type 18 (masque IGP)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Nombre de bandes IGP	4	0 à 11	1
Identificateur de bande IGP	4	0 à 10	1
Identification des données – ionosphère ($IODI_k$)	2	0 à 3	1
Pour 201 IGPs			
Valeur de masque IGP	1	0 ou 1	1
De réserve	1	—	—

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.6.

Tableau B-85. Message de type 24 (combinaison corrections rapides/corrections à long terme des erreurs des satellites)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Pour 6 positions de satellite			
Correction rapide (FC_i)	12	±256,000 m	0,125 m
Pour 6 positions de satellite			
$UDREI_i$	4	(tableau B-69)	(tableau B-69)
IODP	2	0 à 3	1
Identificateur de type de correction	2	0 à 3	1
$IODF_j$	2	0 à 3	1
De réserve	4	—	—
Demi-message de type 25	106	—	—

NOTES.—

1. *Les paramètres $IODF_j$ (identificateur de type de correction rapide) et FC_i sont définis au § 3.5.4.4.2.*
2. *Le paramètre IODP est défini au § 3.5.4.1.*
3. *Le paramètre $UDREI_i$ est défini au § 3.5.4.5.*
4. *Le message de correction à long terme des erreurs se compose de deux demi-messages. Le premier (code de vitesse = 0) est défini au tableau B-86 et l'autre (code de vitesse = 1), au tableau B-87.*

Tableau B-86. Demi-message de type 25 (correction à long terme des erreurs) (CODE DE VITESSE = 0)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Code de vitesse = 0	1	0	1
Pour 2 satellites			
Numéro de masque PRN	6	0 à 51	1
Identification des données (IOD_i)	8	0 à 255	1
δx_i	9	±32 m	0,125 m
δy_i	9	±32 m	0,125 m
δz_i	9	±32 m	0,125 m
$\delta a_{i,f0}$	10	$\pm 2^{-22}$ s	2^{-31} s
IODP	2	0 à 3	1
De réserve	1	—	—

NOTES.—
1. Les paramètres Numéro de masque PRN et IODP sont définis au § 3.5.4.1.
2. Tous les autres paramètres sont définis au § 3.5.4.4.1.

Tableau B-87. Demi-message de type 25 (correction à long terme des erreurs) (CODE DE VITESSE = 1)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Pour 1 satellite			
Code de vitesse = 1	1	1	1
Numéro de masque PRN	6	0 à 51	1
Identification des données (IOD_i)	8	0 à 255	1
δx_i	11	±128 m	0,125 m
δy_i	11	±128 m	0,125 m
δz_i	11	±128 m	0,125 m
$\delta a_{i,f0}$	11	$\pm 2^{-21}$ s	2^{-31} s
$\delta \dot{x}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{y}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{z}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta a_{i,f1}$	8	$\pm 2^{-32}$ s/s	2^{-39} s/s
Instant d'entrée en vigueur ($t_{i,LT}$)	13	0 à 86 384 s	16 s
IODP	2	0 à 3	1

NOTES.—
1. Les paramètres Numéro de masque PRN et IODP sont définis au § 3.5.4.1.
2. Tous les autres paramètres sont définis au § 3.5.4.4.1.

Tableau B-88. Message de type 26 (retard ionosphérique)

Teneur des données	Bits utilisés	Plage de valeurs	Résolution
Identificateur de bande IGP	4	0 à 10	1
Identificateur de bloc IGP	4	0 à 13	1
Pour chacun des 15 points de grille			
Valeur estimée du retard à la verticale des points IGP	9	0 à 63,875 m	0,125 m
Indicateur d'erreur à la verticale des points ($GIVEI_i$)	4	(tableau B-71)	(tableau B-71)
$IODI_k$	2	0 à 3	1
De réserve	7	—	—

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.6.

Tableau B-89. Message de type 27 (message de service SBAS)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Identification des données – service (IODS)	3	0 à 7	1
Nombre de messages de service	3	1 à 8	1
Numéro de message de service	3	1 à 8	1
Nombre de régions	3	0 à 5	1
Code de priorité	2	0 à 3	1
Indicateur δUDRE – intérieur	4	0 à 15	1
Indicateur δUDRE – extérieur	4	0 à 15	1
Pour chacune des 5 régions			
Coordonnée 1 (latitude)	8	±90°	1°
Coordonnée 1 (longitude)	9	±180°	1°
Coordonnée 2 (latitude)	8	±90°	1°
Coordonnée 2 (longitude)	9	±180°	1°
Forme de la région	1	—	—
De réserve	15	—	—

Note.— Tous ces paramètres sont définis au § 3.5.4.9.

Tableau B-90. Message de type 63 (vide)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Réservé	212	—	—

Tableau B-91. Matrice de covariance horloge-éphémérides (message de type 28)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
IODP	2	0 à 3	1
Pour deux satellites			
numéro de masque PRN	6	0 à 51	1
exposant d'échelle	3	0 à 7	1
$E_{1,1}$	9	0 à 511	1
$E_{2,2}$	9	0 à 511	1
$E_{3,3}$	9	0 à 511	1
$E_{4,4}$	9	0 à 511	1
$E_{1,2}$	10	±512	1
$E_{1,3}$	10	±512	1
$E_{1,4}$	10	±512	1
$E_{2,3}$	10	±512	1
$E_{2,4}$	10	±512	1
$E_{3,4}$	10	±512	1

NOTES.—
1. Les paramètres numéro de masque PRN et IODP sont définis au § 3.5.4.1.
2. Tous les autres paramètres sont définis au § 3.5.4.10.

3.5.7 ÉLÉMENTS SBAS L1 NON EMBARQUÉS

Note 1.— Selon le niveau de service offert par le SBAS considéré, différentes fonctions peuvent être mises en œuvre (voir chapitre 3, § 3.7.3.4.2).

Note 2.— Les paramètres auxquels il est fait référence dans cette section sont définis au § 3.5.4.

3.5.7.1 *GÉNÉRALITÉS*

3.5.7.1.1 *Données requises et intervalles de transmission*. Le SBAS diffusera les données requises par les fonctions mises en œuvre conformément au tableau B-92. Si des données ne sont pas nécessaires à une fonction donnée, le système les transmettra néanmoins conformément aux spécifications applicables aux fonctions pour lesquelles ces données sont requises. L'intervalle maximal entre deux transmissions est indiqué au tableau B-92 pour chaque type de données.

3.5.7.1.2 *Contrôle des signaux radioélectriques SBAS.* Le SBAS contrôlera les paramètres des satellites SBAS indiqués au tableau B-93 et prendra les mesures nécessaires.

Note.— Le SBAS peut diffuser des messages vides (type 63) dans les créneaux temporels où aucune autre donnée n'est diffusée.

Tableau B-92. Intervalles de transmission et fonctions utilisatrices

Type de données	*Intervalle de transmission maximal*	*Mesure de distance*	*État de fonctionnement du satellite GNSS*	*Correction différentielle sommaire*	*Correction différentielle précise*	*Types de messages connexes*
Matrice de covariance horloge-éphémérides	120 s					28
SBAS en mode d'essai	6 s					0
Masque PRN	120 s		R	R	R	1
UDREI	6 s		R*	R	R	2 à 6, 24
Corrections rapides	$I_{fc}/2$ (Note 4)		R*	R	R	2 à 5, 24
Corrections à long terme	120 s		R*	R	R	24, 25
Données de mesure de distance GEO	120 s	R	R	R	R	9
Dégradation des corrections rapides	120 s		R*	R	R	7
Paramètres de dégradation	120 s				R	10
Masque de grille ionosphérique	300 s				R	18
Correction des effets ionosphériques (GIVEI)	300 s				R	26
Données de synchronisation	300 s	R (Note 3)	R (Note 3)	R (Note 3)	R (Note 3)	12
Données d'almanach	300 s	R	R	R	R	17
Niveau de service	300 s					27

NOTES.—
1. *« R » signifie que la fonction considérée requiert la transmission des données.*
2. *« R* » désigne le codage spécial décrit au § 3.5.7.3.3.*
3. *Les messages de type 12 ne sont requis que si des données sont fournies pour les satellites GLONASS.*
4. *I_{fc} désigne le délai d'expiration des corrections rapides pour l'approche de précision/approche avec guidage vertical, défini au tableau B-95.*

Tableau B-93. Contrôle des signaux radioélectriques SBAS L1

Paramètre	*Renvoi*	*Seuil d'alarme*	*Mesure à prendre*
Niveau de puissance du signal	chapitre 3, § 3.7.3.4.5.3	puissance minimale spécifiée puissance maximale spécifiée (Note 2)	désactiver la fonction de mesure de distance (Note 1) cesser la diffusion
Modulation	chapitre 3, § 3.7.3.4.5.5	contrôler la distorsion du signal	désactiver la fonction L1 de mesure de distance (Note 1)
Conversion temps SNT-temps GPS	chapitre 3, § 3.7.3.4.7	S/O (Note 3)	désactiver la fonction L1 de mesure de distance, à moins que la donnée σ_{UDRE} n'indique l'erreur commise
Stabilité de la porteuse	§ 3.5.2.1	S/O (Note 3)	désactiver la fonction L1 de mesure de distance, à moins que la donnée σ_{UDRE} n'indique l'erreur commise
Cohérence code-porteuse	§ 3.5.2.4	S/O (Note 3)	désactiver la fonction L1 de mesure de distance, à moins que la donnée σ_{UDRE} n'indique l'erreur commise
Écart maximal sur phase de code	§ 3.5.2.6	S/O (Notes 2 et 3)	désactiver la fonction L1 de mesure de distance, à moins que la donnée σ_{UDRE} n'indique l'erreur commise
Codage à convolution	§ 3.5.2.9	tous les messages transmis sont erronés	cesser la diffusion

NOTES.—

1. *La désactivation de la fonction de mesure de distance s'effectue par transmission d'une donnée URA et d'un paramètre σ^2_{UDRE} « Ne pas utiliser » pour le satellite SBAS considéré.*
2. *Le contrôle de ces paramètres peut se faire par analyse de leur incidence sur la qualité du signal reçu (C/N_0impact), donc sur l'utilisateur.*
3. *Les seuils d'alarme ne sont pas spécifiés car l'erreur induite est acceptable à condition d'être représentée dans les paramètres σ^2_{UDRE} et URA. Si tel n'est pas le cas, la fonction de mesure de distance doit être désactivée.*

3.5.7.1.3 *« Ne pas utiliser ».* Le cas échéant, le SBAS diffusera le message « Ne pas utiliser » (type 0) quand la fonction de mesure de distance du satellite SBAS et les données associées ne doivent pas être exploitées.

3.5.7.1.4 Le décalage Doppler du signal du satellite géostationnaire vu d'un point fixe quelconque à l'intérieur de l'empreinte du satellite géostationnaire, quel que soit le satellite, ne dépassera pas ±450 Hz.

Note.— Ce décalage Doppler maximal correspond approximativement à l'inclinaison orbitale maximale du satellite géostationnaire qui puisse être prise en charge par les plages de codage des messages de type 9 et de type 17.

3.5.7.1.5 *Paramètres de la fonction de mesure de distance GEO (orbite géostationnaire).* Chaque satellite SBAS diffusera les paramètres de la fonction de mesure de distance GEO (orbite géostationnaire) (définis au § 3.5.4.2).

Note.— Les paramètres de la fonction de mesure de distance de l'orbite géostationnaire doivent être diffusés même lorsqu'aucune fonction de mesure de distance n'est fournie afin que les récepteurs embarqués puissent appliquer une identification positive du satellite SBAS diffuseur. Lorsque la mesure de distance n'est pas fournie, la précision des données de type 17 (et de type 9) ne s'applique qu'à l'acquisition du satellite.

3.5.7.1.5.1 L'erreur de décalage Doppler d'un satellite géostationnaire calculée à partir d'un message de type 9 qui n'a pas dépassé le délai d'expiration, par rapport au décalage Doppler réel du satellite géostationnaire vu d'un point fixe quelconque à l'intérieur de l'empreinte du satellite géostationnaire, ne dépassera pas ±210 Hz.

3.5.7.1.6 *Données d'almanach.* Chaque satellite SBAS diffusera les données d'almanach (§ 3.5.4.3) de tous les satellites SBAS du même fournisseur de services.

3.5.7.1.6.1 L'erreur de la position estimée du satellite calculée à partir d'un message de type 17 diffusé au cours des 15 minutes précédentes, par rapport à la position réelle du satellite, ne dépassera pas 3 000 km.

3.5.7.1.6.2 La distance de séparation entre la position estimée du satellite calculée à partir d'un message de type 17 diffusé au cours des 15 minutes précédentes et la position du satellite calculée à partir des paramètres de mesure de distance GEO d'un message de type 9 qui n'a pas dépassé le délai d'expiration ne dépassera pas 200 km.

3.5.7.1.6.3 L'erreur de décalage Doppler d'un satellite géostationnaire calculée à partir d'un message de type 17 diffusé au cours des 15 minutes précédentes, par rapport au décalage Doppler réel d'un satellite géostationnaire vu d'un point fixe quelconque à l'intérieur de l'empreinte du satellite géostationnaire, ne dépassera pas ±210 Hz.

3.5.7.1.6.4 Le SBAS ne diffusera pas de données d'almanach pour un satellite SBAS d'un autre fournisseur de services pour lequel la position estimée à partir des données d'almanach diffusées au cours des 15 minutes précédentes serait à moins de 200 km de la position de ses propres satellites géostationnaires calculée à partir des paramètres de mesure de distance GEO d'un message de type 9 qui n'a pas dépassé le délai d'expiration.

3.5.7.1.6.5 Lorsque la position estimée d'un satellite géostationnaire fournissant une fonction de mesure de distance, calculée à partir d'un message de type 17 diffusé au cours des 15 minutes précédentes, est à moins de 200 km de la position d'un autre satellite géostationnaire du même fournisseur de services, calculée à partir d'un message de type 9 pour ce satellite géostationnaire qui n'a pas dépassé le délai d'expiration, l'UDRE du satellite géostationnaire sera réglée à une valeur suffisamment élevée pour tenir compte de la possibilité qu'un utilisateur puisse mal identifier le PRN du satellite géostationnaire fournissant la fonction de mesure de distance.

3.5.7.1.6.6 Les paramètres d'état de fonctionnement indiqueront l'état du satellite et l'identificateur du fournisseur de services, conformément au § 3.5.4.3.

3.5.7.1.6.7 Les positions de satellite non utilisées seront codées dans les messages de type 17 à l'aide du numéro de code PRN « 0 ».

3.5.7.1.6.8 Le fournisseur de services assurera l'exactitude de l'identificateur de fournisseur de services diffusé dans un almanach.

3.5.7.2 *Fonction de mesure de distance.* Si le SBAS offre une fonction SBAS L1 de mesure de distance, il le fera conformément aux spécifications énoncées dans la présente section ainsi qu'aux spécifications énoncées au § 3.5.7.1.

3.5.7.2.1 *Critères de performance*

Note.— Voir chapitre 3, § 3.7.3.4.3

3.5.7.2.2 *Données de mesure de distance*. Le SBAS transmettra les données de mesure de distance de façon que l'erreur de position du satellite SBAS projetée sur la ligne de visée de tout utilisateur se trouvant dans l'empreinte du satellite soit inférieure à 256 m. Chaque satellite SBAS émettra une donnée URA représentant l'écart type des erreurs de mesure de distance, ramené au temps SNT du SBAS L1.

3.5.7.3 *Indication de l'état de fonctionnement des satellites GNSS.* Si le SBAS offre une fonction d'indication de l'état de fonctionnement des satellites, il le fera conformément aux spécifications énoncées dans la présente section.

Note.— Un SBAS pourrait être capable d'assurer l'intégrité de certains satellites GPS qui sont désignés comme marginaux ou hors d'état de fonctionner.

3.5.7.3.1 *Spécifications relatives aux fonctions d'indication de l'état de fonctionnement des satellites.* Étant donné une quelconque combinaison valide de données actives, la probabilité pour que se produise une erreur dans le sens horizontal excédant la valeur de HPL_{SBAS} (§ 3.5.5.6) pendant plus de 8 secondes consécutives sera inférieure à 10^{-7} au cours d'une heure, en supposant que le temps d'attente pour l'utilisateur est nul.

Note.— Les « données actives » sont celles auxquelles n'est associé aucun délai d'expiration (§ 3.5.8.1.2). Cette spécification porte également sur les défaillances affectant la ou les constellations satellitaires de base et le SBAS.

3.5.7.3.2 *Masque PRN et identification des données – masque PRN (IODP).* Le SBAS transmettra un masque PRN et le paramètre IODP (message de type 1). Les valeurs de masque PRN indiqueront si des données sont fournies ou non pour chaque satellite GNSS. Le paramètre IODP changera à chaque modification du masque PRN. La mise à jour du paramètre IODP des messages de type 1 s'effectuera avant celle des paramètres IODP des autres messages. Le paramètre IODP des messages appartenant aux types 2 à 5, 7, 25 et 28 sera égal au paramètre IODP transmis dans le message contenant le masque PRN (message de type 1) et servant à désigner les satellites pour lesquels ce message contient des données.

3.5.7.3.2.1 **Recommandation.—** *Quand le masque PRN change, il est recommandé que le SBAS répète plusieurs fois le message de type 1 avant d'y faire référence dans les autres messages, ceci afin de garantir que les utilisateurs reçoivent bien la nouvelle version du masque.*

3.5.7.3.3 *Données d'intégrité.* S'il n'assure pas la fonction de correction différentielle sommaire, le SBAS transmettra les corrections rapides, les corrections à long terme et les paramètres de dégradation des corrections rapides mis à zéro pour tous les satellites visibles indiqués dans le masque PRN.

3.5.7.3.3.1 S'il n'assure pas la fonction de correction différentielle sommaire, le SBAS indiquera que le satellite n'est pas en état de fonctionner (« Ne pas utiliser ») si l'erreur de pseudodistance excède 150 m.

3.5.7.3.3.2 S'il n'assure pas la fonction de correction différentielle sommaire, le SBAS indiquera que le satellite est « Non contrôlé » si l'erreur de pseudodistance ne peut pas être déterminée.

3.5.7.3.3.3 S'il n'assure pas la fonction de correction différentielle sommaire, le SBAS transmettra un $UDREI_i$ égal à 13 si le satellite n'est pas « Ne pas utiliser » ou « Non contrôlé ».

3.5.7.3.3.4 Le paramètre $IODF_j$ dans les messages de type 2 à 5, 6 ou 24 sera égal à 3.

3.5.7.4 *Fonction de correction différentielle sommaire.* Si le SBAS offre une fonction de correction différentielle sommaire, il le fera conformément aux spécifications énoncées dans la présente section ainsi qu'aux spécifications relatives à la fonction d'indication de l'état de fonctionnement des satellites GNSS (§ 3.5.7.3).

3.5.7.4.1 *Spécifications relatives à la fonction de correction différentielle sommaire.* Étant donné une quelconque combinaison valide de données actives, la probabilité pour que se produise une erreur dans le sens horizontal excédant la valeur de HPL_{SBAS} (définie au § 3.5.5.6) pendant plus de 8 secondes consécutives sera inférieure à 10^{-7} au cours d'une heure, en supposant que le temps d'attente pour l'utilisateur est nul.

Note.— Les « données actives » sont celles auxquelles n'est associé aucun délai d'expiration (§ 3.5.8.1.2). Cette spécification porte également sur les défaillances affectant la ou les constellations satellitaires de base et le SBAS.

3.5.7.4.2 *Corrections à long terme.* Mis à part les satellites SBAS exploités par le même fournisseur de services, le SBAS déterminera et diffusera des corrections à long terme pour chaque satellite GNSS (voir Note ci-dessous) visible désigné par la valeur 1 correspondante du masque PRN. Après application des corrections à long terme, l'erreur de position des satellites de la ou des constellations satellitaires de base projetée sur la ligne de visée de tout utilisateur se trouvant dans l'empreinte du satellite sera inférieure à 256 m. Pour chaque satellite GLONASS, le SBAS convertira les coordonnées des satellites en WGS-84 (§ 3.1.2.5.2) avant de déterminer les corrections à long terme. Pour chaque satellite GPS, le paramètre IOD transmis devra correspondre au paramètre IODE du GPS et aux 8 bits de poids faible du paramètre IODC associé aux données d'horloge et aux éphémérides utilisées pour calculer les corrections (§ 3.1.1.3.1.4 et 3.1.1.3.2.2). Sur transmission par un satellite GPS de nouvelles éphémérides, le SBAS utilisera les anciennes éphémérides pendant au moins 2 minutes, mais sans aller au-delà de 4 minutes, pour déterminer les corrections rapides et à long terme. Pour chaque satellite GLONASS, le SBAS calculera et diffusera un IOD constitué d'un temps d'attente et d'un intervalle de validité, comme il est spécifié au § 3.5.4.4.1.

Note.— Les critères d'établissement de la visibilité d'un satellite comprennent l'emplacement des stations de référence et l'angle de masquage sous lequel ces stations suivent les satellites.

3.5.7.4.2.1 **Recommandation.—** *Pour garantir la précision du taux de correction de distance, il est recommandé que le SBAS minimise les discontinuités des éphémérides satellitaires après application des corrections à long terme.*

3.5.7.4.3 *Corrections rapides.* Le SBAS déterminera des corrections rapides pour chaque satellite GNSS visible désigné par la valeur 1 correspondante du masque PRN. Sauf si IODF = 3, le paramètre $IODF_j$ prendra les valeurs 0, 1 et 2 de manière séquentielle (0, 1, 2, 0, ...) à chaque modification des données de correction rapide du message de type j (j = 2, 3, 4 ou 5).

Note.— Dans le cas d'une alarme, le paramètre $IODF_j$ peut être égal à 3 (§ 3.5.7.4.5).

3.5.7.4.4 *Données de synchronisation.* Si des données sont fournies pour le GLONASS, le SBAS diffusera le message de synchronisation (message de type 12) comprenant l'écart temporel GLONASS indiqué au tableau B-82.

3.5.7.4.5 *Données d'intégrité.* Pour chaque satellite pour lequel des corrections sont fournies, le SBAS transmettra des données d'intégrité ($UDREI_i$ et, à titre facultatif, des données de message de type 27 ou 28 pour calculer δUDRE) de façon à satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.7.4.1. Si la valeur des corrections rapides ou à long terme est en dehors de la plage prescrite, le SBAS indiquera que le satellite n'est pas en état de fonctionner (« Ne pas utiliser »). Si la valeur de $\sigma^2_{i,UDRE}$ ne peut pas être déterminée, le SBAS indiquera que le satellite est « Non contrôlé ».

Si le paramètre $\sigma^2_{i,UDRE}$ est diffusé sous la forme d'un message de type 6, deux cas se présentent :

a) soit le paramètre $IODF_j$ coïncidera avec le paramètre $IODF_j$ associé aux corrections rapides du message de type j auquel se rapporte le paramètre $\sigma^2_{i,UDRE}$;

b) soit le paramètre $IODF_j$ sera égal à 3 si le paramètre $\sigma^2_{i,UDRE}$ se rapporte à toutes les corrections rapides valides du message de type j qui n'ont pas dépassé le délai d'expiration imparti.

3.5.7.4.6 *Données de dégradation.* Le SBAS transmettra des paramètres de dégradation (message de type 7) pour indiquer le délai d'expiration s'appliquant aux corrections rapides et pour satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.7.4.1.

3.5.7.5 *Fonction de correction différentielle précise.* Si le SBAS offre une fonction de correction différentielle précise, il le fera conformément aux spécifications énoncées dans la présente section ainsi qu'aux spécifications relatives à la fonction de correction différentielle sommaire au § 3.5.7.4.

3.5.7.5.1 *Spécifications relatives à la fonction de correction différentielle précise.* Étant donné une quelconque combinaison valide de données actives, la probabilité d'un dépassement des limites de tolérance pendant une durée supérieure au délai d'alarme sera inférieure à 2×10^{-7} pendant une approche quelconque, en supposant que le temps d'attente pour l'utilisateur est nul. Le délai d'alarme sera de 5,2 s pour un SBAS qui prend en charge les opérations d'approche de

précision et de 8 s pour un SBAS qui prend en charge les opérations APV ou NPA. Un dépassement des limites de tolérance correspondra à une erreur dans le sens horizontal excédant la valeur de HPL_{SBAS} ou à une erreur dans le sens vertical excédant la valeur de VPL_{SBAS} (définie au § 3.5.5.6). Lorsqu'un dépassement des limites de tolérance est détecté, le message d'alarme qui s'ensuit (diffusé dans un message de type 2 à 5, 6, 24, 26 ou 27) sera répété trois fois après la notification initiale de l'état d'alarme, soit un total de quatre fois en 4 secondes.

Note 1.— Les « données actives » sont celles auxquelles n'est associé aucun délai d'expiration (§ 3.5.8.1.2). Cette spécification porte également sur les défaillances affectant la ou les constellations satellitaires de base et le SBAS.

Note 2.— Les messages suivants peuvent être transmis à la fréquence d'actualisation normale.

3.5.7.5.2 *Masque des points de grille ionosphérique IGP.* Le SBAS transmettra un masque IGP et le paramètre $IODI_k$ (soit au maximum 11 messages de type 18 correspondant aux 11 bandes IGP). Les valeurs de masque IGP indiqueront si des données sont fournies ou non pour chaque point IGP. Si la bande 9 est utilisée, les bits du masque IGP correspondant aux points IGP situés au nord du 55e parallèle nord dans les bandes 0 à 8 seront mis à 0. Si la bande 10 est utilisée, les bits du masque correspondant aux points situés au sud du 55e parallèle sud dans les bandes 0 à 8 seront mis à 0. Le paramètre $IODI_k$ sera mis à jour à chaque modification des bits du masque IGP dans la k^e bande. Le SBAS transmettra le nouveau masque sous forme d'un message de type 18 avant d'y faire référence dans un message de type 26 connexe. Le paramètre $IODI_k$ du message de type 26 sera égal au paramètre $IODI_k$ transmis dans le message contenant le masque IGP (message de type 18) et servant à désigner les points IGP pour lesquels ce message contient des données.

3.5.7.5.2.1 **Recommandation.—** *Quand le masque IGP change, il est recommandé que le SBAS répète plusieurs fois le message de type 18 avant d'y faire référence dans le message de type 26, ceci afin de garantir que les utilisateurs reçoivent bien la nouvelle version du masque. Il est recommandé également d'utiliser le même paramètre $IODI_k$ pour toutes les bandes.*

3.5.7.5.3 *Correction des effets ionosphériques.* Le SBAS transmettra des données de correction des effets ionosphériques pour les points IGP désignés par les valeurs 1 correspondantes du masque IGP.

3.5.7.5.4 *Données d'intégrité des corrections ionosphériques.* Pour chaque point IGP pour lequel des corrections sont fournies, le SBAS transmettra des données GIVEI de manière à satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.7.5.1. Si la valeur de ces corrections ou du paramètre $\sigma^2_{\mathrm{i,GIVE}}$ est en dehors de la plage prescrite, le SBAS indiquera l'état « Ne pas utiliser » (désigné dans les données de correction, § 3.5.4.6) pour le point IGP. Si la valeur de $\sigma^2_{\mathrm{i,GIVE}}$ ne peut pas être déterminée, le SBAS indiquera que le IGP est « Non contrôlé » (désigné dans le codage GIVEI).

3.5.7.5.5 *Données de dégradation.* Le SBAS transmettra des paramètres de dégradation (message de type 10) de manière à satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.7.5.1.

3.5.7.6 *FONCTIONS FACULTATIVES*

3.5.7.6.1 *Données de synchronisation.* Dans l'éventualité de la transmission des paramètres de temps UTC (message de type 12), ces paramètres seront conformes aux spécifications énoncées au § 3.5.4.8.

3.5.7.6.2 *Indication de service.* Si elles sont diffusées, les données d'indication de service seront conformes aux spécifications énoncées au § 3.5.4.9 (message de type 27) et les messages de type 28 ne seront pas diffusés. Le paramètre IODS de tous les messages de type 27 sera incrémenté chaque fois qu'une donnée quelconque des messages de type 27 est modifiée.

3.5.7.6.3 *Matrice de covariance horloge-éphémérides*. Si des données de la matrice de covariance horloge-éphémérides définies au § 3.5.4.10 (message de type 28) sont diffusées, elles le seront pour tous les satellites contrôlés et les messages de type 27 ne seront pas diffusés.

3.5.7.7 *CONTRÔLE*

3.5.7.7.1 *Contrôle des signaux radioélectriques SBAS.* Le SBAS contrôlera les paramètres des satellites SBAS indiqués au tableau B-53 et prendra les mesures adaptées à chaque cas.

Note.— En plus des spécifications de la présente section relatives au contrôle des signaux radioélectriques, il sera nécessaire de prendre des dispositions spéciales pour contrôler l'accélération de pseudodistance (chapitre 3, § 3.7.3.4.3.5), le bruit de phase de la porteuse (§ 3.5.2.2) et la perte de corrélation (§ 3.5.2.5), à moins que l'analyse et les essais ne montrent que ces paramètres ne peuvent pas dépasser les limites spécifiées.

3.5.7.7.2 *Contrôle des données*. Le SBAS surveillera les signaux des satellites afin de détecter toute situation conduisant à un mauvais fonctionnement du traitement différentiel des récepteurs de bord ayant les caractéristiques de poursuite définies dans le supplément D, § 8.11.

3.5.7.7.2.1 Le sous-système sol utilisera la crête de corrélation la plus élevée dans tous les récepteurs employés pour la génération des corrections de pseudodistance.

3.5.7.7.2.2 Le sous-système sol détectera également les situations qui causent plus d'un passage à zéro pour les récepteurs embarqués qui utilisent la fonction de discrimination avance-retard définie dans le supplément D, § 8.11.

3.5.7.7.2.3 Le contrôleur mettra le paramètre UDRE à la valeur « Ne pas utiliser » pour le satellite.

3.5.7.7.2.4 Le SBAS contrôlera toutes les données actives qui peuvent être employées par un utilisateur dans la zone de service.

3.5.7.7.2.5 Le SBAS générera une alarme au bout de 5,2 secondes si une combinaison quelconque de données actives et de signaux électromagnétiques GNSS entraîne un dépassement des limites de tolérance pendant l'approche de précision (§ 3.5.7.5.1).

3.5.7.7.2.6 Le SBAS générera une alarme au bout de 8 secondes si une combinaison quelconque de données actives et de signaux électromagnétiques GNSS entraîne un dépassement des limites de tolérance en route ou pendant l'APV I (§ 3.5.7.4.1).

Note.— Le contrôle porte sur tous les types de défaillances, y compris celles des satellites de la ou des constellations satellitaires de base ou du SBAS. Ce contrôle suppose que l'élément d'aéronef satisfait aux spécifications du document RTCA/DO-229D après le Changement 1, sauf lorsque ces spécifications sont annulées et remplacées par celles du § 3.5.8 et du supplément D, § 8.11.

3.5.7.7.3 *Contrôle du paramètre IOD.* Le SBAS contrôlera les valeurs du paramètre IODE du GPS pour détecter d'éventuelles transmissions non valides de valeurs utilisées précédemment pour un ensemble différent de paramètres d'éphémérides pendant les intervalles de temps spécifiés au § 3.1.1.3.2.2 et prendra les mesures appropriées pour garantir l'intégrité des corrections diffusées, si une telle utilisation non valide est détectée.

Note 1.— Dans le cas d'un SBAS appuyant des satellites GLONASS, le caractère unique de l'IOD est assuré de par sa conception.

Note 2.— Le paramètre IODC du GPS (tel qu'il est défini au § 3.1.1.3.1.4) n'est pas utilisé actuellement par un mode récepteur du SBAS pour le traitement des messages de navigation transmis sur la fréquence L1 du GPS. Le contrôle n'est donc pas expressément requis.

3.5.7.8 *Insensibilité aux défaillances de la ou des constellations satellitaires de base.* En cas d'anomalie affectant un satellite de la ou des constellations satellitaires de base, le SBAS continuera à fonctionner normalement en utilisant les signaux des satellites en bon état qu'il est possible de suivre.

3.5.8 ÉLÉMENTS SBAS L1 D'AÉRONEF

Note 1.— Les paramètres auxquels il est fait référence dans cette section sont définis au § 3.5.4.

Note 2.— Certaines des spécifications de cette section peuvent ne pas s'appliquer aux équipements comportant des capteurs de navigation supplémentaires (inertiels, par exemple).

3.5.8.1 *Récepteur GNSS compatible SBAS.* Sauf indication contraire, les récepteurs GNSS compatibles SBAS traiteront les signaux du SBAS et satisferont aux spécifications énoncées au § 3.1.3.1 (récepteur GPS) et/ou au § 3.2.3.1 (récepteur GLONASS). Les mesures de pseudodistance de chaque satellite seront lissées au moyen de mesures de la porteuse et d'un filtre de lissage dont l'écart, dans les 200 s qui suivent l'initialisation, est inférieur à 0,25 m par rapport à la réponse en régime permanent du filtre défini au § 3.6.5.1 en présence d'une dérive allant jusqu'à 0,018 m/s entre la phase du code et la phase de la porteuse intégrée.

3.5.8.1.1 *Acquisition du satellite géostationnaire.* Le récepteur sera capable d'acquérir et de suivre les satellites géostationnaires pour lesquels un récepteur stationnaire à l'emplacement du récepteur de l'usager subirait un décalage Doppler allant jusqu'à ±450 Hz.

3.5.8.1.2 *Conditions d'utilisation des données.* Le récepteur n'utilisera les données contenues dans un message SBAS que si le code CRC de ce dernier a été vérifié. La réception d'un message de type 0 provenant d'un satellite SBAS entraînera la désélection de ce satellite pendant au moins une minute, et toutes les données qu'il émet seront rejetées, mais le rejet des données des messages de type 12 et de type 17 n'est pas exigé. Dans le cas des satellites GPS, le récepteur n'appliquera les corrections à long terme que si l'IOD correspond à la fois à l'IODE et aux 8 bits de poids faible de l'IODC. Dans le cas des satellites GLONASS, le récepteur n'appliquera les corrections à long terme que si l'heure de réception (t_r) des éphémérides GLONASS se situe à l'intérieur de l'intervalle de validité de l'IOD, comme il est spécifié au § 3.5.4.4.1 :

$$t_{LT} - L - V \leq t_r \leq t_{LT} - L$$

Note 1.— Dans les satellites SBAS, aucun mécanisme ne relie les données de la fonction de mesure de distance GEO (message de type 9) et les corrections à long terme.

Note 2.— Cette spécification ne signifie pas que le récepteur doit arrêter de suivre le satellite du SBAS.

3.5.8.1.2.1 *Identification des satellites SBAS.* À l'acquisition ou à la réacquisition d'un satellite SBAS, le récepteur n'utilisera pas les données du satellite SBAS à moins que la séparation calculée entre la position du satellite obtenue à partir des paramètres de mesure de distance du satellite géostationnaire et la position du satellite obtenue à partir du dernier message d'almanach reçu du même fournisseur de services au cours des 15 dernières minutes ne soit inférieure à 200 km.

Note.— Cette vérification permet de s'assurer qu'un récepteur ne prendra pas un satellite SBAS pour un autre par suite d'une corrélation croisée durant l'acquisition ou la réacquisition.

3.5.8.1.2.2 Le récepteur n'utilisera les données d'intégrité ou de correction que si le paramètre IODP qui leur est associé coïncide avec le paramètre IODP associé au masque PRN.

3.5.8.1.2.3 Le récepteur n'utilisera les données ionosphériques fournies par le SBAS (estimation du retard à la verticale du point IGP et $GIVEI_i$) que si l'$IODI_k$ associé à ces données dans un message de type 26 correspond à l'$IODI_k$ associé au masque de bande IGP pertinent transmis dans un message de type 18.

3.5.8.1.2.4 Le récepteur utilisera les données d'intégrité les plus récentes pour lesquelles la valeur du paramètre $IODF_j$ est 3 ou pour lesquelles le paramètre $IODF_j$ coïncide avec le paramètre $IODF_j$ associé aux données de correction rapide les plus récentes en cours d'utilisation (le cas échéant).

3.5.8.1.2.5 Le récepteur appliquera une dégradation régionale au paramètre $\sigma^2_{i,UDRE}$ défini par un message de service de type 27. Si un message de type 27 contenant un nouveau paramètre IODS indique un δ_{UDRE} plus élevé pour l'emplacement de l'utilisateur, le δ_{UDRE} plus élevé sera appliqué immédiatement. Un δ_{UDRE} moins élevé contenu dans un message de type 27 ne sera appliqué qu'après réception de l'ensemble complet des messages contenant le nouveau paramètre IODS.

3.5.8.1.2.6 Le récepteur appliquera une dégradation pour le satellite au paramètre $\sigma^2_{i,UDRE}$ défini par un message de matrice de covariance horloge-éphémérides de type 28. Le paramètre δ_{UDRE} dérivé d'un message de type 28 avec un IODP correspondant à celui du masque PRN sera appliqué immédiatement.

3.5.8.1.2.7 En cas de perte de quatre messages SBAS consécutifs durant une approche SBAS avec un HAL de 40 m ou un VAL de 50 m ou moins, le récepteur invalidera toutes les données UDREI provenant de ce satellite SBAS.

3.5.8.1.2.8 Le récepteur n'utilisera pas les paramètres diffusés dont le délai d'expiration indiqué au tableau B-94 est écoulé.

3.5.8.1.2.9 Le récepteur n'utilisera aucune correction rapide pour laquelle le paramètre Δt associé au taux de correction de distance (RRC) dépasse le délai d'expiration défini pour les corrections rapides ou pour laquelle l'âge de RRC excède $8\Delta t$.

3.5.8.1.2.10 Le calcul de RRC sera réinitialisé en cas d'indication « Ne pas utiliser » ou « Non contrôlé » visant le satellite considéré.

3.5.8.1.2.11 Pour les approches de précision par SBAS et les approches APV, le récepteur n'utilisera que les satellites dont l'angle de site est supérieur ou égal à 5 degrés.

3.5.8.1.2.12 Le récepteur cessera d'assurer les approches de précision par SBAS et les approches APV à l'aide d'un satellite particulier si la valeur du paramètre $UDREI_i$ reçue est supérieure ou égale à 12.

3.5.8.2 *Fonction de mesure de distance*

3.5.8.2.1 *Approche de précision et approche APV.* La moyenne quadratique (1 sigma) de la contribution totale de l'élément embarqué à l'erreur de pseudodistance corrigée pour un satellite SBAS au niveau minimal de signal reçu (voir chapitre 3, § 3.7.3.4.4.3) et dans les conditions de brouillage les plus défavorables (voir § 3.7) sera inférieure ou égale à 1,8 m, compte non tenu des erreurs résiduelles dues aux trajets multiples et aux effets troposphériques ou ionosphériques.

Note.— L'élément embarqué délimitera les erreurs dues aux trajets multiples et celles dues aux effets troposphériques (§ 3.5.8.4.1). En ce qui concerne le service de prévisions, l'erreur due aux trajets multiples est censée être inférieure à 0,6 m (1 sigma).

3.5.8.2.2 *Départ, en route, région terminale et approche classique.* La moyenne quadratique (1 sigma) de la contribution totale de l'élément embarqué à l'erreur de pseudodistance corrigée pour un satellite SBAS au niveau minimal de signal reçu (chapitre 3, § 3.7.3.4.5.3) et dans les conditions de brouillage les plus défavorables (voir § 3.7) sera inférieure ou égale à 5 m, compte non tenu des erreurs dues aux trajets multiples et aux effets troposphériques ou ionosphériques.

3.5.8.2.3 *Position du satellite SBAS*

3.5.8.2.3.1 *Calcul de la position.* Le récepteur décodera le message de type 9 et déterminera le déphasage du code émis par le satellite SBAS ainsi que la position de ce dernier (X_G, Y_G, Z_G).

Tableau B-94. Délais d'expiration des données

Données	*Types de messages connexes*	*En route, région terminale, approche classique*	*Approche de précision ou APV*
Matrice de covariance horloge-éphémérides	28	360	240
SBAS en mode d'essai	0	S/O	S/O
Masque PRN	1	600 s	600 s
UDREI	2 à 6, 24	18 s	12 s
Corrections rapides	2 à 5, 24	(voir tableau B-95)	(voir tableau B-95)
Corrections à long terme	24, 25	360 s	240 s
Données de mesure de distance GEO	9	360 s	240 s
Dégradation des corrections rapides	7	360 s	240 s
Paramètres de dégradation	10	360 s	240 s
Masque de grille ionosphérique	18	1 200 s	1 200 s
Données de correction des effets ionosphériques (GIVEI)	26	600 s	600 s
Données de synchronisation	12	86 400 s	86 400 s
Écart temporel GLONASS	12	600 s	600 s
Données d'almanach	17	Pas de délai	Pas de délai
Niveau de service	27	86 400 s	86 400 s

Note.— Les délais d'expiration s'entendent à compter de la fin de la réception du message.

Tableau B-95. Corrections rapides : délais d'expiration approximatifs

Indicateur de facteur de dégradation (ai_i)	*Délai d'expiration pour approche classique (I_{fc})*	*Délai d'expiration pour approche de précision/APV (I_{fc})*
0	180 s	120 s
1	180 s	120 s
2	153 s	102 s
3	135 s	90 s
4	135 s	90 s
5	117 s	78 s
6	99 s	66 s
7	81 s	54 s
8	63 s	42 s
9	45 s	30 s
10	45 s	30 s
11	27 s	18 s
12	27 s	18 s
13	27 s	18 s
14	18 s	12 s
15	18 s	12 s

3.5.8.2.3.2 *Identification des satellites SBAS.* Le récepteur sera en mesure d'identifier chacun des satellites SBAS.

Note.— Cette spécification s'applique aux acquisitions de satellite erronées qu'entraîne l'intercorrélation.

3.5.8.2.4 *Données d'almanach*

3.5.8.2.4.1 **Recommandation.—** *Pour l'acquisition, il est recommandé d'utiliser les données d'almanach fournies par le SBAS.*

Note.— Les informations d'état de fonctionnement fournies dans les données d'almanach du satellite géostationnaire n'ont pas priorité sur les données fournies dans d'autres messages SBAS et ne les invalident pas. L'emploi des bits 0 à 2 par l'équipement de bord est optionnel ; il n'y a pas de spécifications relatives à cet emploi.

3.5.8.3 *Fonction d'indication de l'état de fonctionnement des satellites GNSS.* Le récepteur exclura du calcul de la position tout satellite auquel le SBAS associe le message « Ne pas utiliser ». Si les données d'intégrité fournies par le SBAS sont utilisées, le récepteur n'aura pas à exclure les satellites GPS en fonction de l'indicateur d'état des éphémérides GPS (§ 3.1.3.1.1) ni à exclure les satellites GLONASS en fonction de l'indicateur d'état des éphémérides GLONASS (§ 3.2.3.1.1).

Note 1.— Même si un satellite est désigné comme marginal ou hors d'état de fonctionner par l'indicateur d'état de la ou des constellations satellitaires de base, le SBAS peut être en mesure de transmettre les corrections d'éphémérides et d'horloge qui permettront à l'utilisateur de continuer à se servir du satellite en question.

Note 2.— Quand un satellite désigné par le SBAS comme « Non contrôlé » est utilisé pour le calcul de la position, les données d'intégrité correspondantes ne sont pas fournies par le SBAS. Pour les obtenir, il faut recourir à l'ABAS ou au GBAS.

3.5.8.4 *FONCTIONS DE CORRECTION DIFFÉRENTIELLE SOMMAIRE ET DE CORRECTION DIFFÉRENTIELLE PRÉCISE*

3.5.8.4.1 *Précision des mesures de distance de la ou des constellations satellitaires de base.* La moyenne quadratique (1 sigma) de la contribution totale de l'élément embarqué à l'erreur de pseudodistance corrigée pour un satellite GPS au niveau minimal et maximal du signal reçu (chapitre 3, § 3.7.3.1.1.8.6) et dans les conditions de brouillage les plus défavorables (§ 3.7) sera inférieure ou égale à 0,36 m pour le niveau de signal minimal et à 0,15 m pour le niveau de signal maximal, compte non tenu des erreurs résiduelles dues aux trajets multiples et aux effets troposphériques ou ionosphériques. La moyenne quadratique de la contribution totale de l'élément embarqué à l'erreur de pseudodistance corrigée pour un satellite GLONASS au niveau minimal de signal reçu (chapitre 3, § 3.2.5.4) et dans les conditions de brouillage les plus défavorables (§ 3.7) sera inférieure ou égale à 0,8 m, compte non tenu des erreurs résiduelles dues aux trajets multiples et aux effets troposphériques ou ionosphériques.

3.5.8.4.2 *Approche de précision et approche APV*

3.5.8.4.2.1 Le récepteur obtiendra les données de correction et d'intégrité pour tous les satellites de la solution de position du même signal SBAS (code PRN).

3.5.8.4.2.2 Le récepteur calculera et appliquera les corrections à long terme, les corrections rapides, les données du taux de correction de distance et celles de correction des effets ionosphériques. Dans le cas des satellites GLONASS, les corrections ionosphériques reçues du SBAS seront multipliées par le carré du rapport entre les fréquences du GLONASS et les fréquences du GPS $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.8.4.2.3 Le récepteur utilisera la méthode des moindres carrés pondérés pour le calcul de la position.

3.5.8.4.2.4 Le récepteur appliquera un modèle troposphérique tel que les erreurs résiduelles de pseudodistance auront une valeur moyenne (μ) inférieure à 0,15 m et un écart type (1 sigma) inférieur à 0,07 m.

Note.— Un modèle conforme à cette spécification a été élaboré. Les éléments indicatifs à ce sujet figurent dans le supplément D, § 6.5.4.

3.5.8.4.2.5 Le récepteur calculera et appliquera les niveaux de protection horizontale et verticale définis au § 3.5.5.6. Dans ce calcul, $\sigma_{i,tropo}$ sera

$$\frac{1{,}001}{\sqrt{0{,}002001 + \sin^2(\theta_i)}} \times 0{,}12 \text{ m}$$

θ_i étant l'angle de site du i^e satellite.

En outre, $\sigma_{i,air}$ satisfera à la condition que la distribution des erreurs résiduelles de pseudodistance des aéronefs sera limitée par une distribution normale à moyenne nulle et un écart type égal à $\sigma_{i,air}$, comme suit :

$$\int_{y}^{\infty} f_i(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ et}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_i(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

où :

$f_i(x)$ = densité de probabilité de l'erreur résiduelle de pseudodistance de l'aéronef et

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Note.— La marge type pour les trajets multiples causés par l'aéronef, définis au § 3.6.5.5.1, peut être utilisée pour limiter les erreurs dues à la propagation par trajets multiples.

3.5.8.4.2.6 Le bloc de données FAS contiendra les paramètres qui définissent la trajectoire d'approche pour une seule approche de précision ou APV.

Note 1.— La trajectoire du segment d'approche finale (FAS) est une ligne dans l'espace définie par le point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP), le point d'alignement de la trajectoire de vol (FPAP), la hauteur de franchissement du seuil (TCH) et l'angle de trajectoire de descente (GPA). Le plan horizontal local de l'approche est un plan perpendiculaire à la verticale locale passant par le point LTP/FTP (c'est-à-dire tangent à l'ellipsoïde au point LTP/FTP). La verticale locale de l'approche est normale par rapport à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/FTP. Le point d'interception de l'alignement de descente (GPIP) est le point d'intersection de la trajectoire d'approche finale et du plan horizontal local.

Note 2.— Dans le cas du SBAS, les blocs de données FAS sont enregistrés dans les bases de données embarquées. Le format des données de validation du CRC est indiqué dans le supplément D, § 6.6. Il est différent du bloc de données FAS GBAS (§ 3.6.4.5).

3.5.8.4.2.6.1 Les paramètres SBAS L1 du bloc de données FAS seront les suivants (tableau B-96) :

Note 1.— Voir le § 3.5.15.3.5 pour les définitions relatives au type d'opération, à l'identificateur de fournisseur de services SBAS et à l'indicateur de performance d'approche applicables aux récepteurs SBAS DFMC.

Note 2.— Les « récepteurs SBAS L1 » sont des récepteurs conformes aux spécifications du document RTCA/DO-229.

Type d'opération : procédure d'approche en ligne droite ou autres types d'opération applicables aux récepteurs SBAS L1.

Codage : 0 = procédure d'approche en ligne droite
1 à 15 = de réserve

Identificateur de fournisseur de services SBAS : indiquera le fournisseur de services associé au bloc de données FAS.

Tableau B-96. Bloc de données FAS

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage*	*Résolution*
Type d'opération	4	0 à 15	1
Identificateur de fournisseur de services SBAS	4	0 à 15	1
Identificateur d'aéroport	32	—	—
Numéro de piste	6	1 à 36	1
Lettre de piste	2	—	—
Indicateur de performance d'approche	3	0 à 7	1
Indicateur de route	5	—	—
Sélecteur de données de trajectoire de référence	8	0 à 48	1
Identificateur de trajectoire de référence	32	—	—
Latitude LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc
Longitude LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc
Hauteur LTP/FTP	16	–512,0 à 6 041,5 m	0,1 m
ΔLatitude FPAP	24	±1,0°	0,0005 seconde d'arc
ΔLongitude FPAP	24	±1,0°	0,0005 seconde d'arc
TCH à l'approche (Note 1)	15	0 à 1 638,35 m ou 0 à 3 276,7 ft	0,05 m ou 0,1 ft
Indicateur d'unité TCH à l'approche	1	—	—
Angle de l'alignement de descente (GPA)	16	0 à 90,0°	0,01°
Largeur de radioalignement	8	80,0 à 143,75 m	0,25 m
ΔÉcart longitudinal	8	0 à 2 032 m	8 m
Seuil d'alarme horizontal (HAL)	8	0 à 51,0 m	0,2 m
Seuil d'alarme vertical (VAL) (Note 2)	8	0 à 51,0 m	0,2 m
Code CRC du segment d'approche finale	32	—	—

Note 1.— La donnée peut être exprimée en pieds ou en mètres, tout dépendant de l'indicateur d'unité TCH.

Note 2.— Un seuil VAL égal à 0 signifie que les écarts verticaux ne doivent pas être utilisés (c'est-à-dire qu'il s'agit d'une approche avec guidage latéral seulement), ce qui n'empêche pas de fournir un guidage vertical consultatif pour ces approches (voir FAA AC 20-138).

Codage : 0-13 = Voir tableau B-65.
14 = bloc de données FAS utilisable seulement avec le GBAS
15 = bloc de données FAS utilisable avec n'importe quel fournisseur de services SBAS

Identificateur d'aéroport : code de trois ou quatre lettres attribué à l'aéroport considéré.

Codage : Chaque caractère est codé à l'aide des bits b_1 à b_6 de sa représentation en Alphabet international numéro 5 (IA5). Le bit b_1 de chaque caractère est transmis en premier et deux bits 0 sont ajoutés à la suite de b_6 de sorte que 8 bits sont transmis pour chaque caractère. Ne sont utilisés que les lettres majuscules, les chiffres et l'« espace » IA5. Le caractère le plus à droite est transmis le premier ; dans le cas de l'identificateur d'aéroport à 3 caractères, il s'agira de l'« espace » IA5.

Numéro de piste : l'orientation de la piste, la direction de la trajectoire d'approche finale vers un point dans l'espace ou la direction de la procédure d'approche indirecte SBAS seulement, arrondie aux 10 degrés les plus proches et tronquée à deux caractères.

Codage : 1 à 36 = numéro de piste

Note.— Pour les opérations aux hélistations, la valeur du numéro de piste correspond au nombre entier le plus proche du dixième de la valeur de l'alignement d'approche finale, sauf si ce nombre est zéro, auquel cas le numéro de piste est 36.

Lettre de piste : lettre permettant, le cas échéant, de distinguer les pistes parallèles.

Codage : 0 = (pas de lettre)
1 = R (piste de droite)
2 = C (piste centrale)
3 = L (piste de gauche)

Indicateur de performance d'approche : ce champ ne sera pas utilisé par les récepteurs SBAS L1.

Indicateur de route : un « blanc » ou une lettre permettant de distinguer les diverses approches s'appliquant à une même extrémité de piste.

Note.— Les procédures sont considérées comme différentes même si elles ne diffèrent que par le segment d'approche interrompue.

Codage : La lettre est codée à l'aide des bits b_1 à b_5 de sa représentation en IA5. Le bit b_1 est transmis en premier. Ne sont utilisés que les lettres majuscules (à l'exception de I et O) et l'« espace » IA5. Un blanc indique qu'il n'y a qu'une procédure pour l'extrémité de piste. Pour indiquer plusieurs procédures pour une même extrémité de piste, l'indicateur de route est codé à l'aide d'une lettre commençant à Z et continuant en ordre alphabétique inverse pour les procédures additionnelles.

Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS) : ce champ n'est pas utilisé par le SBAS.

Identificateur de trajectoire de référence (RPI) : quatre caractères permettant de désigner sans ambiguïté la trajectoire de référence. Les quatre caractères sont constitués de trois caractères alphanumériques et d'un blanc ou de quatre caractères alphanumériques.

Note.— La meilleure pratique de l'industrie consiste à faire correspondre le codage des 2e et 3e caractères au numéro de piste codé. Le dernier caractère est une lettre commençant à A ou un « blanc ».

Codage : Chaque caractère est codé à l'aide des bits b_1 à b_6 de sa représentation en Alphabet international numéro 5 (IA5). Le bit b_1 de chaque caractère est transmis en premier et deux bits 0 sont ajoutés à la suite de b_6 de sorte que 8 bits sont transmis pour chaque caractère. Ne sont utilisés que les lettres majuscules, les chiffres et l'« espace » IA5. Le caractère le plus à droite est transmis le premier ; dans le cas de l'identificateur de trajectoire de référence à 3 caractères, il s'agira de l'« espace » IA5.

Note.— Le point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP) est un point au-dessus duquel passe la trajectoire FAS à une hauteur au-dessus de la hauteur du LTP/FTP déterminée par la TCH.

Latitude LTP/FTP : latitude du point LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : valeur positive : latitude nord
valeur négative : latitude sud

Longitude LTP/FTP : longitude du point LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : valeur positive : longitude est
valeur négative : longitude ouest

Hauteur LTP/FTP : hauteur du point LTP/FTP au-dessus de l'ellipsoïde WGS-84.

Codage : Ce champ est codé sous la forme d'un nombre non signé à virgule fixe présentant un écart de –512 m par rapport à l'origine. La valeur 0 correspond à un point LTP/FTP situé à 512 m au-dessous de l'ellipsoïde terrestre.

Note.— Le FPAP est un point situé à la même hauteur que le point LTP/FTP et utilisé pour définir l'alignement de l'approche. Le point à partir duquel sont mesurés les écarts angulaires dans le sens latéral est à 305 m (1 000 ft) au-delà du point FPAP, sur la composante latérale de la trajectoire FAS. Dans le cas d'une approche dans l'axe de la piste, le point FPAP se situe à l'extrémité de la piste ou au-delà.

Δ*Latitude FPAP :* écart de latitude entre les points FPAP et LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : valeur positive : point FPAP au nord de la latitude LTP/FTP
valeur négative : point FPAP au sud de la latitude LTP/FTP

Δ*Longitude FPAP :* écart de longitude entre les points FPAP et LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : valeur positive : point FPAP à l'est de la longitude LTP/FTP
valeur négative : point FPAP à l'ouest de la longitude LTP/FTP

TCH à l'approche : hauteur de la trajectoire FAS par rapport au point LTP/FTP (en pieds ou en mètres, selon l'indicateur d'unité TCH).

Indicateur d'unité TCH : donnée précisant l'unité dans laquelle est exprimée la hauteur TCH.

Codage : 0 = pieds
1 = mètres

Angle de l'alignement de descente (GPA) : angle formé par la trajectoire FAS et le plan horizontal tangent à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/FTP.

Largeur de radioalignement : écart latéral par rapport à la trajectoire FAS, mesuré au point LTP/FTP auquel l'indicateur de déviation de cap atteint une déviation maximale.

Codage : Ce champ est codé sous la forme d'un nombre non signé à virgule fixe présentant un écart de 80 m par rapport à l'origine. La valeur 0 correspond à une largeur de radioalignement de 80 m au point LTP/FTP.

Δ*Écart longitudinal :* distance séparant le point FPAP de l'extrémité de la piste.

Codage : 1111 1111 = donnée non fournie

HAL : seuil d'alarme horizontal à utiliser durant l'approche, en mètres.

VAL : seuil d'alarme vertical à utiliser durant l'approche, en mètres.

Code CRC du segment d'approche finale : code CRC de 32 bits ajouté à la suite de chaque bloc de données FAS afin d'assurer l'intégrité des données d'approche. Le code CRC de 32 bits du segment d'approche finale sera calculé conformément au § 3.9. La longueur du code CRC sera k = 32 bits.

Le polynôme générateur du code CRC sera :

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

Le champ données CRC, M(x), sera formé comme suit :

$$M(x) = \sum_{i=1}^{288} m_i\, x^{288-i} = m_1 x^{287} + m_2 x^{286} + \ldots + m_{288} x^0$$

M(x) sera formé à partir de tous les bits du bloc de données FAS considéré, à l'exception du code CRC. Les bits seront disposés dans le même ordre que celui dans lequel ils ont été transmis : m_1 correspondra au bit de poids faible du champ type d'opération et m_{288}, au bit de poids fort du champ VAL. Le code CRC sera ordonné de manière à ce que r_1 soit le bit de poids faible et r_{32}, le bit de poids fort.

3.5.8.4.2.6.2 Pour les approches de précision et les approches APV, l'identificateur de fournisseur de services contenu dans le message de type 17 sera identique à celui que contient le bloc de données FAS, sauf si ce deuxième identificateur est « 15 ».

Note.— Si l'identificateur du fournisseur de services contenu dans le bloc de données FAS est égal à 15, n'importe quel fournisseur de services peut être utilisé. Si l'identificateur est « 14 », les corrections différentielles précises du SBAS ne peuvent être utilisées au cours de l'approche.

3.5.8.4.2.6.3 *Précision des points de données FAS du SBAS.* L'erreur d'analyse de tous les points de données FAS sera, dans le système WGS-84, inférieure à 0,25 m dans le sens vertical et à 1 m dans le sens horizontal.

3.5.8.4.3 *Départ, en route, région terminale et approche classique*

3.5.8.4.3.1 Le récepteur calculera et appliquera les corrections à long terme, les corrections rapides et les données du taux de correction de distance.

3.5.8.4.3.2 Le récepteur calculera et appliquera les corrections des effets ionosphériques.

Note.— Pour la correction des effets ionosphériques, deux méthodes de calcul sont données aux § 3.1.2.4 et 3.5.5.5.2.

3.5.8.4.3.3 Le récepteur appliquera un modèle troposphérique tel que les erreurs résiduelles de pseudodistance auront une valeur moyenne (μ) inférieure à 0,15 m et un écart type inférieur à 0,07 m.

Note.— Un modèle conforme à cette spécification a été élaboré. Les éléments indicatifs à ce sujet figurent dans le supplément D, § 6.5.4.

3.5.8.4.3.4 Le récepteur calculera et appliquera les niveaux de protection horizontale et verticale définis au § 3.5.5.6. Dans ce calcul, on obtiendra σ_{tropo} à l'aide de la formule indiquée au § 3.5.8.4.2.5, qui peut être utilisée pour des angles de site non inférieurs à 4 degrés, ou à l'aide de la formule indiquée ci-dessous, qui peut être employée pour des angles de site non inférieurs à 2 degrés.

$$\frac{1{,}001}{\sqrt{0{,}002001 + \sin^2(\theta_i)}} \times \left(1 + 0{,}015 \times \left(\max\left(0, 4 - \theta_i\right)\right)^2\right) \times 0{,}12 \text{ m}$$

θ_i étant l'angle de site du i^e satellite.

En outre, $\sigma_{i,air}$ satisfera à la condition que la distribution des erreurs résiduelles de pseudodistance des aéronefs sera limitée par une distribution normale à moyenne nulle et un écart type égal à $\sigma_{i,air}$ comme suit :

$$\int_{y}^{\infty} f_i(x)dx \;\leq\; Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

et

$$\int_{-\infty}^{-y} f_i(x)dx \;\leq\; Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

où :

$f_i(x)$ = densité de probabilité de l'erreur résiduelle de pseudodistance de l'aéronef et

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\,dt$$

Note.— La marge type pour les trajets multiples dus à l'aéronef, définis au § 3.6.5.5.1, peut être utilisée pour limiter les erreurs dues à la propagation par trajets multiples.

3.5.8.4.4 **Recommandation.—** *Pour les opérations « départ », « en route », « région terminale » et « approche classique », il est recommandé que le récepteur utilise les données de correction des effets ionosphériques diffusées, si elles sont disponibles, ainsi qu'un modèle de retard troposphérique présentant les caractéristiques énoncées au § 3.5.8.4.3.*

3.5.9 CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES DU SBAS L5

3.5.9.1 *Stabilité de la porteuse.* La stabilité à court terme de la fréquence porteuse L5 (la racine carrée de la variance d'Allan), mesurée à la sortie de l'antenne d'émission du satellite, sera supérieure à $6{,}7 \times 10^{-11}$ pendant un intervalle de 1 à 10 secondes.

3.5.9.2 *Bruit de phase de la porteuse*. La densité spectrale du bruit de phase de la porteuse non modulée sera telle qu'une boucle à verrouillage de phase dont la largeur de bande passante de bruit est égale à 10 Hz pourra suivre la porteuse avec une précision de 0,1 radian (1 sigma).

3.5.9.3 *Rayonnement non essentiel*. Sur toutes les fréquences, la puissance du rayonnement non essentiel sera inférieure d'au moins 40 dB à la puissance de la porteuse non modulée.

3.5.9.4 *Cohérence code-porteuse*

3.5.9.4.1 Dans le cas de la fréquence L5, le taux de variation du code moins la porteuse sera inférieur à 0,5 mètre/seconde.

3.5.9.4.2 Dans le cas des satellites de télémétrie SBAS DFMC :

Note.— Voir aux § 3.5.1.1 et 3.5.1.2 une description des filtres de lissage à utiliser pour les spécifications ci-dessous.

3.5.9.4.2.1 La valeur de la moyenne quadratique (RMS) sur une période de 3 600 secondes de la différence entre la pseudodistance de code L5 et la pseudodistance de code L5 lissée en utilisant un lissage par porteuse sur 10 secondes de la pseudodistance basée sur le code sera inférieure à 0,200 mètre.

3.5.9.4.2.2 La valeur de la RMS sur une période de 86 400 secondes de la différence entre la pseudodistance de code L5 et la pseudodistance de code L5 lissée en utilisant un lissage par porteuse sur 100 secondes de la pseudodistance basée sur le code sera inférieure à 0,255 mètre.

3.5.9.4.2.3 La valeur de la RMS sur une période de 3 600 secondes de la différence entre la pseudodistance de code L1 et la pseudodistance de code L1 lissée en utilisant un lissage par porteuse sur 10 secondes de la pseudodistance basée sur le code sera inférieure à 0,15 mètre.

3.5.9.4.2.4 La valeur de la RMS sur une période de 86 400 secondes de la différence entre la pseudodistance de code L1 et la pseudodistance de code L1 lissée en utilisant un lissage par porteuse sur 100 secondes de la pseudodistance basée sur le code sera inférieure à 0,19 mètre.

3.5.9.4.2.5 *Cohérence code-porteuse relative à court terme des signaux L1 et L5*. Dans le cas des signaux L1 et L5 diffusés par un satellite de télémétrie SBAS, la valeur de la RMS sur une période de 3 600 secondes de la différence entre la pseudodistance sans le retard ionosphérique et la pseudodistance sans le retard ionosphérique lissée en utilisant un lissage par porteuse sur 10 secondes de la combinaison L1/L5 de pseudodistances sans le retard ionosphérique sera inférieure à 0,29 mètre.

3.5.9.4.2.6 *Cohérence code-porteuse relative à long terme des signaux L1 et L5.* Dans le cas des signaux L1 et L5 diffusés par un satellite de télémétrie SBAS, la valeur de la RMS sur une période de 86 400 secondes de la différence entre la pseudodistance sans le retard ionosphérique et la pseudodistance sans le retard ionosphérique lissée en utilisant un lissage par porteuse sur 10 secondes de la combinaison L1/L5 de pseudodistances sans le retard ionosphérique sera inférieure à 0,37 mètre.

3.5.9.5 *Perte de corrélation.* La perte de puissance du signal récupéré due aux imperfections de la modulation et à la distorsion ne dépassera pas 1 dB.

Note.— La perte de corrélation est définie comme le rapport des puissances de sortie d'un corrélateur parfait pour deux cas :

a) le signal SBAS L5 reçu réel corrélé avec une référence de bruit pseudo-aléatoire non filtré parfaite ;

b) un signal de bruit pseudo-aléatoire non filtré parfait normalisé à la même puissance totale que le signal du SBAS visé au cas a), corrélé avec une référence de bruit pseudo-aléatoire non filtré parfaite.

3.5.9.6 *Écart maximal sur phase de code*. L'écart maximal entre le signal L5 émis et le temps équivalent du réseau SBAS (SNT) DFMC ne dépassera pas $\pm 2^{-10}$ secondes.

3.5.9.7 *Cohérence code-données*. Chaque symbole de 2 ms sera synchrone avec chaque impulsion de code.

3.5.9.8 *Synchronisation des messages*. Le front avant du premier symbole qui dépend du premier bit du message en cours sera diffusé à partir du satellite SBAS en même temps qu'une impulsion SNT de 1 seconde dans le cas du SBAS DFMC.

Note.— La référence du temps SNT est fournie par le message de type 37 comme il est décrit au § 3.5.11.5.

3.5.9.9 *Codage à convolution et codage bi-binaire*

3.5.9.9.1 *Codage à convolution*. Un flot de données à 250 bits par seconde (bit/s) sera codé à raison de deux symboles par bit, selon un codage à convolution de longueur de contrainte 7, afin de générer 500 symboles par seconde (symb/s). Le circuit logique du codeur convolutionnel sera conforme à la figure B-24, la sortie G3 étant active pendant la première moitié de chaque période de quatre millisecondes de bits de données.

3.5.9.9.2 *Codage bi-binaire.* En plus du codage à convolution décrit au § 3.5.9.9.1, le canal de données 500 symboles par seconde en codage à convolution sera aussi codé en bi-binaire de telle sorte qu'un symbole « 0 » deviendra une paire « 01 » et un symbole « 1 », une paire « 10 », ce qui donne un canal de données fonctionnant à une cadence de 1 kHz.

Note.— Voir appendice D, section 6.4.4.

3.5.9.10 *Codes pseudo-aléatoires (PRN) SBAS L5*. Chaque code PRN aura une longueur de 10 230 bits et sera additionné en modulo 2 au flot de données du message de navigation visé au § 3.5.9.9.2.

Note.— Des renseignements supplémentaires sur les codes PRN figurent dans le document IS-GPS-705F.

Le contenu initial du registre XA sera « 1111111111111 » ; le contenu initial du registre XBi sera conforme au tableau B-97.

Tableau B-97. Codes PRN SBAS L5

Code PRN	*Contenu initial XB (canal I) (Note 1)*	*Avance de code XB (chips) (canal I) (Note 2)*
120	1101001100010	2 797
121	1100011001100	934
122	1000011000101	3 023
123	1111011011011	3 632
124	0000001100100	1 330
125	1101110000101	4 909
126	1100001000010	4 867
127	0001101001101	1 183
128	1010100101011	3 990
129	1111011110100	6 217
130	1111111101100	1 224
131	0000010000111	1 733
132	1111110000010	2 319
133	0011100111011	3 928
134	1101100010101	2 380
135	0101011111011	841
136	0001100011011	5 049

Code PRN	*Contenu initial XB (canal I) (Note 1)*	*Avance de code XB (chips) (canal I) (Note 2)*
137	0001101110111	7 027
138	1110011110000	1 197
139	0111100011111	7 208
140	0011101110000	8 000
141	1111001001000	152
142	0001101110010	6 762
143	0101100111100	3 745
144	0010010111101	4 723
145	1101110110011	5 502
146	0011110011111	4 796
147	1001010101111	123
148	0111111101111	8 142
149	0000100100001	5 091
150	1110001101011	7 875
151	1111010010001	330
152	1011010111101	5 272
153	0001101110000	4 912
154	0000010111100	374
155	0100101111100	2 045
156	1110110111010	6 616
157	1101110101011	6 321
158	1101000110001	7 605

3.5.10 STRUCTURE DES DONNÉES SUR LE SIGNAL SBAS L5

Note.— Les messages diffusés en vue d'une utilisation dans le cadre du service SBAS DFMC sont indépendants de ceux qui le sont en vue d'une utilisation dans le cadre du service SBAS L1. Les informations transmises au moyen du signal SBAS L5 servent uniquement aux solutions du service SBAS DFMC utilisant les mesures sur deux fréquences des constellations de base.

3.5.10.1 *Description générale*. Tous les messages consisteront en un préambule, un identificateur de type de message, un champ de données et un code de contrôle de redondance cyclique comme il est indiqué à la figure B-28.

3.5.10.2 *Préambule.* Dans le cas des messages L5, le préambule sera formé de la séquence de bits 0101 1100 0110 1001 0011 1010, répartie en six blocs consécutifs. Le début de chaque préambule de 24 bits coïncidera avec le temps SNT en secondes modulo 6.

3.5.10.3 *Identificateur de type de message.* L'identificateur de type de message L5 sera une séquence de 6 bits indiquant à laquelle des catégories du tableau B-98 appartient le message. Cet identificateur sera transmis en commençant par le bit de poids fort (MSB).

Tableau B-98. Types de messages L5 diffusés

Type de message L5	*Contenu*
0	« Ne pas utiliser » – Le contenu s'applique au service SBAS DFMC seulement
1-30	De réserve
31	Masque de satellite SBAS
32	Corrections et matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides de satellite
33	De réserve
34, 35, 36	Données d'intégrité (DFREI et DFRECI)
37	Paramètres de dégradation et tableau DFREI
38	De réserve
39	Horloge, éphémérides et matrice de covariance de satellite SBAS – 1
40	Horloge, éphémérides et matrice de covariance de satellite SBAS – 2
41	De réserve
42	Décalage temps réseau SBAS-temps UTC
43-46	De réserve
47	Almanachs des satellites SBAS
48-61	De réserve
62	Réservé – le contenu s'applique au service SBAS DFMC seulement
63	Message vide – le contenu s'applique au service SBAS DFMC seulement

Note.— Les messages L1 (tableau B-62) sont destinés à être utilisés dans le cadre du service SBAS L1, et les messages L5 (tableau B-98), dans le cadre du service SBAS DFMC. Les messages des types 0, 62 et 63 sont utilisés indépendamment à la fois par le service SBAS L1 et par le service SBAS DFMC, et leur contenu ne s'applique qu'au service correspondant.

3.5.10.4 *Champ de données*. Le champ de données L5 se composera de 216 bits (§ 3.5.13). Chacun de ses paramètres sera transmis en commençant par le bit de poids fort.

3.5.10.5 *Contrôle de redondance cyclique (CRC).* Le code de contrôle de redondance cyclique (CRC) des messages SBAS L5 sera calculé comme il est indiqué au § 3.9.

3.5.10.5.1 La longueur du code CRC sera k = 24 bits.

3.5.10.5.2 Le polynôme générateur du code CRC sera :

$$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^{7} + x^{6} + x^{5} + x^{4} + x^{3} + x + 1$$

3.5.10.5.3 Le champ données CRC, M(x), sera formé comme suit :

$$M(x) = \sum_{i=1} m_i\, x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \ldots + m_{226} x^0$$

3.5.10.5.4 M(x) sera formé à partir du préambule de 8 bits du message SBAS, de l'identificateur de type de message de 6 bits et du champ de données de 216 bits. L'ordre suivi sera celui dans lequel le satellite SBAS transmet les bits : m_1 correspondra au premier bit du préambule et m_{226}, au bit 216 du champ de données.

3.5.10.5.5 Le code CRC sera ordonné de manière à ce que r_1 soit le premier bit transmis et r_{24}, le dernier.

3.5.11 TENEUR DES DONNÉES SBAS DFMC

3.5.11.1 *Paramètres du masque de satellite.* Les paramètres du masque de satellite seront les suivants :

Masque de satellite SBAS : ensemble de 214 bits, chacun représentant un satellite particulier, comme il est indiqué au tableau B-99, la valeur du bit indiquant si un renforcement est, ou n'est pas, assuré pour ce satellite. Il sera diffusé dans le message de type 31.

Note.— Le masque permet de configurer jusqu'à 92 satellites sur les 214 disponibles pour le renforcement.

Tableau B-99. Affectation des numéros de position de satellite

Numéro de position de satellite	*Affectation*
1 – 32	PRN GPS
33 – 37	Réservés (GPS)
38 – 69	Numéro d'identification GLONASS plus 37
70 – 74	Réservés (GLONASS)
75 – 110	Identificateur de véhicule spatial Galileo plus 74
111	Réservés (Galileo)
112 – 119	De réserve
120 – 158	PRN GEO SBAS
159 – 195	Numéro de code de mesure de distance BDS plus 158
196 – 207	Réservés
208 – 214	De réserve

Note 1.— Un SBAS peut renforcer différents ensembles de satellites pour la fourniture du service SBAS L1 et du service SBAS DFMC.

Note 2.— « Réservé » signifie que le numéro de position n'a pas encore été attribué mais qu'il est prévu qu'il le soit à une constellation satellitaire particulière.

Numéro de position de satellite : numéro unique représentant une position précise dans le masque de satellite SBAS (les positions sont numérotées de 1 à 214), attribué à un satellite particulier pour lequel un renforcement peut être assuré.

Note 1.— Le premier bit transmis du masque de satellite correspond au numéro de code PRN « 1 » du GPS.

Note 2.— Ce paramètre est aussi transmis dans les messages de type 32 afin d'identifier le satellite auquel les corrections s'appliquent.

Signaux satellitaires renforcés SBAS : les normes SBAS DFMC permettront le renforcement de la combinaison, sans le retard ionosphérique, des signaux ci-dessous, par constellation de base :

a) GPS : signal L1 C/A (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.1.8 et 3.1.1.1.1) et signal L5-Q (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.8 et 3.1.1.1.4). Les données LNAV transmises au moyen du signal L1 C/A seront utilisées dans la solution de position SBAS DFMC ;

b) GLONASS : signal L1 OC (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.2.10 et 3.1.2.1.5) et signal L3 OC (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.2.9 et 3.1.2.1.5). Les données transmises au moyen du signal L1 OC seront utilisées dans la solution de position SBAS DFMC ;

c) Galileo : signal E1-C (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.3.11 et 3.1.3.1.1.2) et signal E5a-Q (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.3.11 et 3.1.3.1.1.3). Les données FNAV transmises au moyen du signal E5a-I seront utilisées dans la solution de position SBAS DFMC ;

d) BDS : signal B1C (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.4.9 et 3.1.4.1.1.3) et signal B2a (décrit au chapitre 3, § 3.7.3.1.4.10 et 3.1.4.1.1.4). Les données transmises au moyen du signal B-CNAV2 seront utilisées dans la solution de position SBAS DFMC ;

e) SBAS : signal L1 (décrit au § 3.5.2) et signal L5 (décrit au § 3.5.9). Les données transmises au moyen du signal SBAS L5 seront utilisées dans la solution de position SBAS DFMC.

Valeur de position de satellite : indication binaire, par position de satellite, qui précise si des données de correction et d'intégrité sont fournies ou non pour le satellite en question.

Codage :0 = données non fournies
1 = données fournies

Indice de position renforcée : nombre (de 1 à 92) positionné à « 1 » dans la séquence des valeurs de position de satellite dans le masque de satellite SBAS.

Note.— L'indice de position renforcée est « 1 » pour le numéro de position de satellite le plus bas pour lequel la valeur de position de satellite est « 1 ».

Identification des données – masque (IODM) : indicateur figurant dans les messages des types 31, 34, 35 et 36 qui relie les données d'intégrité transmises dans les messages des types 34, 35 et 36 aux indices de position renforcée figurant dans le message de type 31 contenant le même IODM.

3.5.11.2 *Corrections d'horloge et d'éphémérides et paramètres de la matrice de covariance.* Les corrections d'horloge et d'éphémérides et les paramètres de la matrice de covariance seront les suivants :

Numéro de position de satellite : voir § 3.5.11.1.

Identification des données – navigation (IODN) : indicateur de 10 bits transmis dans les messages de type 32 qui associe les corrections d'horloge et d'éphémérides d'un satellite aux données d'éphémérides diffusées par ce satellite. L'IODN d'un satellite donné correspond aux informations suivantes (IOD) émises par le même satellite :

a) GPS : paramètre IODC (§ 3.1.1.1.3.1.4) figurant dans le message LNAV L1 ;

b) GLONASS : paramètre t_b (§ 3.1.2.1.3.1) figurant dans les chaînes des types 10, 31 et 32 du message de navigation L1OC ;

c) Galileo : paramètre IODnav (§ 3.1.3.1.3.7) figurant dans le message F/NAV ;

d) BDS : paramètre IODC (§ 3.1.4.1.3.2.4.2) figurant dans le message B-CNAV2 ;

e) SBAS : paramètre IODG (§ 3.5.11.5) figurant dans les messages de type 39/40.

Corrections des paramètres orbitaux et d'horloge : Les paramètres orbitaux seront définis comme suit :

$\delta x_{(ECEF)}$: correction des éphémérides le long de l'axe des X, en coordonnées ECEF du WGS84 ;

$\delta y_{(ECEF)}$: correction des éphémérides le long de l'axe des Y, en coordonnées ECEF du WGS84 ;

$\delta z_{(ECEF)}$: correction des éphémérides le long de l'axe des Z, en coordonnées ECEF du WGS84 ;

$\delta B_{(ECEF)}$: correction de l'erreur due au décalage de l'horloge, exprimée en mètres ;

$\delta \dot{x}_{(ECEF)}$: correction de vitesse des éphémérides le long de l'axe des X, en coordonnées ECEF du WGS84 ;

$\delta \dot{y}_{ECEF)}$: correction de vitesse des éphémérides le long de l'axe des Y, en coordonnées ECEF du WGS84 ;

$\delta \dot{z}_{(ECEF)}$: correction de vitesse des éphémérides le long de l'axe des Z, en coordonnées ECEF du WGS84 ;

$\delta \dot{B}_{(ECEF)}$: correction de l'erreur due à la dérive de l'horloge, exprimée en mètres par seconde ;

t_D : instant d'entrée en vigueur des paramètres δx, δy, δz, δB, $\delta \dot{x}$, $\delta \dot{y}$, $\delta \dot{z}$ et $\delta \dot{B}$, exprimé en secondes du jour (voir supplément D, § 6.7.11).

Exposant d'échelle : terme servant à calculer l'échelle utilisée pour coder les éléments de la factorisation de Cholesky.

Éléments de la factorisation de Cholesky (Ei,j) : éléments d'une matrice triangulaire supérieure qui compresse les données de la matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides. Ces éléments sont utilisés pour calculer le facteur lié à l'emplacement de l'utilisateur (δ_{DFRE}) en fonction de la position de l'utilisateur (voir § 3.5.12.4.1).

Indicateur d'erreur de distance double fréquence (DFREI) : indicateur à 4 bits de la valeur de l'erreur de distance double fréquence (DFRE). La gamme s'étend de 0 à 15, 15 correspondant à l'indication « Ne pas utiliser pour le SBAS ».

Note 1.— Pour les valeurs 0 à 14, voir le tableau mettant en correspondance les valeurs du DFREI et les écarts types (σ_{DFRE}, en mètres), au § 3.5.11.4.

Note 2.— Les valeurs de l'écart type de diffusion (dans les gammes permises définies au § 3.5.11.4) dépendent du SBAS.

δR_{CORR} : multiplicateur de paramètre de dégradation de premier ordre.

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 32.

3.5.11.3 *Paramètres du message d'intégrité.* Les paramètres du message d'intégrité seront les suivants :

Indicateur d'évolution de l'erreur de distance double fréquence (DFRECI) : indicateur à 2 bits représentant l'état d'intégrité d'un satellite particulier identifié par son indice de position renforcée (voir § 3.5.11.1), conformément au tableau B-100.

Tableau B–100. Indicateur DFRECI

DFRECI	*État*
0 (« 00 »)	DFREI inchangé
1 (« 01 »)	DFREI changé
2 (« 10 »)	Valeur du DFREI actif augmentée de un
3 (« 11 »)	Ne pas utiliser ce satellite en mode SBAS
Note.— Pour un satellite donné, les indications DFRECI « 00 » et « 10 » font toujours référence au dernier DFREI valide reçu (DFREI actif) pour ce satellite. Un DFREI actif peut être n'importe quel DFREI diffusé qui n'est pas encore arrivé à expiration. Les indications DFRECI « 10 » ne sont pas cumulatives.	

Identification des données – masque (IODM) : voir § 3.5.11.1.

Indicateur d'erreur de distance double fréquence (DFREI) : voir § 3.5.11.2.

Note.— Les paramètres sont diffusés au moyen d'un ou de plusieurs des types de messages suivants :

a) message de type 34 contenant le DFRECI de tous les satellites renforcés, le DFREI d'un maximum de 7 satellites renforcés et l'IODM ;

b) messages des types 35 et 36 contenant l'IODM et les DFREI d'un maximum de 53 et 39 satellites renforcés, respectivement.

3.5.11.4 *Paramètres de dégradation et paramètres du tableau DFREI.* Les paramètres des données antérieures mais encore actives (OBAD) et les paramètres du tableau DFREI seront les suivants :

Paramètres OBAD communs : ensemble de paramètres communs à tous les satellites renforcés, à savoir :

$(I_{VALID})_{32}$: intervalle de validité du message de type 32 :

$(I_{VALID})_{39/40}$: intervalle de validité des messages des types 39 et 40 ;

C_{ER} : paramètre de dégradation en escalier pour les applications en route jusqu'à approche classique ;

$C_{COVARIANCE}$: paramètre de dégradation de la covariance horloge-éphémérides ;

Sélecteur d'équation de dégradation : indique comment les termes de dégradation se combinent pour la variance type de l'erreur résiduelle double fréquence.

Codage : 0 = δ_{DFRE} multiplie σ_{DFRE} seulement ; les corrections résiduelles font l'objet d'une sommation quadratique
1 = δ_{DFRE} multiplie la somme linéaire de σ_{DFRE} et des paramètres de dégradation

Paramètres OBAD spécifiques : ensemble de paramètres lié à une constellation de base donnée utilisé pour tenir compte de la dégradation des corrections antérieures mais encore valides, à savoir :

I_{CORR} : intervalle de temps pour l'application de C_{CORR} ;

C_{CORR} : paramètre de dégradation en escalier pour les applications d'approche de précision ;

R_{CORR} : paramètre de dégradation de premier ordre.

Identificateur de référence temporelle : paramètre qui précise la constellation GNSS sur laquelle le temps réseau SBAS (SNT) DFMC est aligné, comme suit :

« 0 » : GPS ;
« 1 » : GLONASS ;
« 2 » : Galileo;
« 3 » : système BDS ;
« 4 » : réservé ;
« 5 », « 6 » « 7 » : de réserve.

Tableau DFREI : met en correspondance les valeurs du paramètre DFREI (voir § 3.5.11.2) avec les valeurs de l'écart type σ_{DFRE}, comme il est indiqué au tableau B-101.

σ_{DFRE} : écart-type de l'erreur de distance résiduelle liée à l'horloge et aux éphémérides, sans le retard ionosphérique, après l'application des corrections d'horloge et d'éphémérides SBAS DFMC (message de type 32) ou des paramètres d'horloge et d'éphémérides du satellite SBAS (message de type 39/40).

3.5.11.5 *Paramètres d'horloge, d'éphémérides et de matrice de covariance de satellite SBAS*. Les données d'horloge, d'éphémérides et de covariance du satellite SBAS émetteur seront les suivantes :

Identification des données – GEO (IODG) : indicateur qui relie les messages des types 39 et 40.

Note.— Chaque message d'une paire jumelant les types 39 et 40 contient le même IODG à 2 bits.

Identificateur de fournisseur de services SBAS : indique le fournisseur de services SBAS chargé de la diffusion du signal par le satellite SBAS, comme il est défini au tableau B-65.

Paramètres képlériens : données d'éphémérides servant à déterminer la position du centre de phase, sans le retard ionosphérique, de l'antenne double fréquence L1/L5, à savoir

C_{uc} : amplitude de la composante cosinusoïdale de la correction en latitude ;
C_{us} : amplitude de la composante sinusoïdale de la correction en latitude ;
I_{dot} : taux de variation de l'inclinaison ;
a : demi-grand axe ;
ω : perigée ;
Ω_0 : longitude du nœud ascendant du plan orbital à l'instant t_e ;
M_0 : anomalie moyenne à l'instant t_e ;
I : inclinaison à l'instant t_e ;
e : excentricité ;

Tableau B-101. Évaluation de σ_{DFRE} en mètres

Valeur du champ$_{dec}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Valeur du champ$_{bin}$	0000	0001	0010	0011	0100	0101	0110	0111	1000	1001	1010	1011	1100	1101	1110	1111
σ_{DFRE}: DFREI=0	0,125	0,1875	0,25	0,3125	0,375	0,4375	0,5	0,5625	0,625	0,6875	0,75	0,8125	0,875	0,9375	1	1,0625
σ_{DFRE}: DFREI=1	0,25	0,375	0,5	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125
σ_{DFRE}: DFREI=2	0,375	0,5	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125	2,25
σ_{DFRE}: DFREI=3	0,5	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125	2,25	2,375
σ_{DFRE}: DFREI=4	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125	2,25	2,375	2,5
σ_{DFRE}: DFREI=5	0,75	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5
σ_{DFRE}: DFREI=6	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5	4,75
σ_{DFRE}: DFREI=7	1,25	1,5	1,75	2	2,25	2,5	2,75	3	3,25	3,5	3,75	4	4,25	4,5	4,75	5
σ_{DFRE}: DFREI=8	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5	4,75	5,0	5,25
σ_{DFRE}: DFREI=9	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5	4,75	5,0	5,25	5,5
σ_{DFRE}: DFREI=10	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	6,5	7,0	7,5	8,0	8,5	9,0	9,5
σ_{DFRE}: DFREI=11	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	6,5	7,0	7,5	8,0	8,5	9,0	9,5	10,0
σ_{DFRE}: DFREI=12	3,0	4,0	5,0	6,0	7,0	8,0	9,0	10,0	11,0	12,0	13,0	14,0	15,0	16,0	17,0	18,0
σ_{DFRE}: DFREI=13	4,0	7,0	10,0	13,0	16,0	19,0	22,0	25,0	28,0	31,0	34,0	37,0	40,0	43,0	46,0	49,0
σ_{DFRE}: DFREI=14	10,0	16,0	22,0	28,0	34,0	40,0	46,0	52,0	58,0	64,0	70,0	76,0	82,0	88,0	94,0	100,0
σ_{DFRE}: DFREI=15	NE PAS UTILISER CE SATELLITE EN MODE SBAS															

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 37.

Numéro delta de position de satellite : identifie le satellite SBAS émetteur comme il est indiqué au tableau B-102.

Note.— Un numéro delta de position de satellite de 0 est utilisé dans le message de type 47 pour indiquer qu'il n'y a pas de données d'almanach qui suivent.

Tableau B-102. Affectation des numéros delta de position de satellite

Numéro delta de position de satellite	*Affectation*
0	Pas de satellite SBAS (codage utilisé seulement dans les messages de type 47)
1 – 39	PRN de satellite géostationnaire SBAS (120-158)
40 – 63	De réserve

Temps des éphémérides SBAS t_e : instant d'entrée en vigueur du message d'éphémérides, en secondes du jour ;

Paramètres d'horloge : fournis pour la position sans le retard ionosphérique, comme suit :

a_{Gf0} : décalage d'horloge ;
a_{Gf1} : rythme d'horloge ;

Exposant d'échelle : voir § 3.5.11.2 ;

Matrice de covariance : voir § 3.5.11.2 ;

Indicateur d'erreur de distance double fréquence (DFREI) : voir § 3.5.11.2 ;

δR_{CORR} : voir § 3.5.11.2.

Note.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages des types 39 et 40 jumelés.

3.5.11.6 *Paramètres des décalages temporels du GNSS.* Les paramètres temporels du GNSS seront les suivants :

Paramètres UTC communs :

A_{1SNT} : coefficient de dérive de l'échelle de temps SNT du SBAS DFMC par rapport au temps UTC ;
A_{0SNT} : coefficient d'erreur systématique de l'échelle de temps SNT du SBAS DFMC par rapport à l'échelle de temps UTC ;
t_{0t} : temps de la semaine de référence des données temporelles ;
WN_t : numéro de la semaine de référence des données temporelles ;
Δt_{LS} : compte actuel ou antérieur de secondes intercalaires ;
WN_{LSF} : numéro de la semaine de référence des secondes intercalaires ;
DN : numéro du jour de référence des secondes intercalaires ;
Δt_{LSF} : compte actuel ou futur de secondes intercalaires ;
Identificateur de temps de référence UTC (défini au § 3.5.4.8).

Les paramètres du modèle de validité du modèle de décalage de temps SNT par rapport au temps UTC sont les suivants :

TOW_{app} : moment du début, en temps de la semaine, de la période de validité des données diffusées dans le champ des paramètres UTC communs ;

WN_{app} : numéro de la semaine associé au TOW_{app} définissant la période de validité des données diffusées dans le champ des paramètres UTC communs. Lorsque WN_{app} est positionné à « 0 », il signifie : $WN_{app} = WN_t-1$. Lorsque WN_{app} est positionné à « 1 », il signifie $WN_{app}= WN_t$;

VP : durée de la période de validité (délai d'expiration) des données UTC communes, conformément au tableau B-104 ;

État de décalage UTC : État de validité du décalage de temps SNT par rapport au temps UTC, défini conformément au tableau B-103.

Tableau B–103. Paramètre d'état de décalage UTC

État de décalage UTC	*État*
0	Les données UTC communes reçues précédemment sont encore valides ; période de validité inchangée.
1	Les données UTC communes reçues précédemment ne sont plus valides et ne seront plus utilisées.

Tableau B–104. Paramètre VP

VP	*Durée de la VP*	*VP*	*Durée de la VP*
0 (« 000 »)	1 jour à partir de la diffusion	4 (« 100 »)	6 heures
1 (« 001 »)	1 heure	5 (« 101 »)	9 heures
2 (« 010 »)	2 heures	6 (« 110 »)	12 heures
3 (« 011 »)	4 heures	7 (« 111 »)	24 heures

Le délai d'expiration des données de décalage de temps SNT par rapport au temps UTC (noté TO_{42} ci-dessous) sera défini comme suit :

a) si VP est positionné à « 0 » : TO_{42} = temps de réception du message de type 42 + 86 400 s ;

b) si VP est positionné à une valeur autre que « 0 » : TO_{42} = moment du début, en secondes (défini par les paramètres TOW_{app} et WN_{app}) + (durée de la VP) × 3 600.

Note 1.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 42.

Note 2.— Les messages de type 42 ne sont pas destinés à être utilisés pour des services de localisation avec intégrité, aucun bilan d'intégrité n'étant défini dans le système SBAS pour les paramètres de décalage temporel.

3.5.11.7 *Paramètres de satellite SBAS.* Les paramètres de satellite SBAS seront les suivants :

numéro delta de position de satellite : voir § 3.5.11.5 ;

identificateur de fournisseur de services SBAS : voir § 3.5.11.5 ;

indicateur de diffusion : positionné à « 1 », il identifie les données d'almanach du satellite émetteur. Lorsque ce n'est pas le cas, il sera positionné à « 0 » ;

paramètres d'almanach : diffusés sous forme de paramètres képlériens, comme suit :

a : demi-grand axe ;

e : excentricité ;

I : inclinaison ;

ω : périgée ;

Ω_0 : longitude du nœud ascendant du plan orbital au début de la semaine ;

$\dot{\Omega}$: taux de variation de l'ascension droite du nœud ascendant ;

M_0 : anomalie moyenne à l'instant t_a ;

t_a : temps de l'almanach SBAS (l'impulsion de référence de l'almanach en secondes du jour) ;

compte des remises à zéro du numéro de semaine ($WNRO_{compte}$) : nombre des remises à zéro du numéro de semaine déjà effectuées pour la constellation GNSS indiquée par l'identificateur de référence temporelle au temps de référence de l'almanach, t_a, diffusé dans le bloc de paramètres képlériens SBAS I du message de type 47 (voir tableau B-102). Une valeur $WNRO_{compte}$ de 15 sera utilisée pour signaler que le paramètre n'est pas valide et sera actualisé. Le moment du début pour chaque constellation, par rapport au temps UTC, sera le suivant :

a) GPS :minuit entre le 5 janvier 1980 et le 6 janvier 1980 (voir § 3.1.1.4) ;

b) GLONASS : minuit entre le 31 décembre 1995 et le 1er janvier 1996 (voir § 3.1.2.4) ;

c) Galileo : 13 secondes avant minuit entre le 21 août 1999 et le 22 août 1999 (voir § 3.1.3.4) ;

d) BDS : minuit entre le 31 décembre 2005 et le 1er janvier 2006 (voir § 3.1.4.4).

Note 1.— Tous ces paramètres sont incorporés aux messages de type 47.

Note 2.— Le message de type 47 permet la transmission des paramètres d'almanach SBAS de deux satellites SBAS.

3.5.12 DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR APPLICATIONS DE DONNÉES SBAS DFMC

Note.— La présente section contient les définitions des paramètres utilisés par le SBAS (éléments non embarqués et éléments d'aéronef) qui sont nécessaires au calcul de la solution de navigation et de l'intégrité associée (niveaux de protection).

3.5.12.1 Informations générales relatives au protocole de données SBAS DFMC

Les valeurs conventionnelles à utiliser pour calculer les coordonnées à axes fixes du centre de phase de l'antenne du véhicule spatial SBAS seront les suivantes :

$\pi = 3{,}1415926535898$	(rapport de la circonférence d'un cercle à son diamètre) ;
$\mu = 3{,}986005 \times 10^{14}\ m^3/s^2$	(paramètre gravitationnel de la Terre) ;
$\Omega_e = 7{,}2921151467 \times 10^{-5}$ rad/s	(vitesse de rotation de la Terre) ;
$c = 299\ 792\ 458$ m/s	(vitesse de la lumière dans un vide).

Note.— Les valeurs de ces paramètres ne sont pas diffusées par le SBAS. Cependant, il est nécessaire d'utiliser les bonnes valeurs pour assurer l'interopérabilité entre les différentes mises en œuvre de SBAS.

Pour calculer une différence de temps $(t - t_0)$ lorsque le temps de référence t_0 est exprimé en SNT (comme t_D transmis dans un message de type 32, t_e transmis dans un message de type 40, et t_a transmis dans un message de type 47), le temps t utilisé dans la section 3.5.12 sera exprimé selon le même cadre de temps compte tenu des éléments de conversion figurant dans le tableau B-105.

Tableau B-105. Conversion en temps SNT du temps de référence d'une constellation de base

		« 0 »	*« 1 »*	*« 2 »*	*« 3 »*
Temps de référence de la constellation de base	GPS	$t^{(SNT=0)} = t^{(GPST)}$	$t^{(SNT=1)} = t^{(GPST)} - \Delta tLS + 10\,800\ s$	$t^{(SNT=2)} = t^{(GPST)}$	$t^{(SNT=3)} = t^{(GPST)} - 14\ s$
	GLONASS	$t^{(SNT=0)} = t^{(GLONASST)} + \Delta tLS - 10\,800\ s$	$t^{(SNT=1)} = t^{(GLONASST)}$	$t^{(SNT=2)} = t^{(GLONASST)} + \Delta tLS - 10\,800\ s$	$t^{(SNT=3)} = t^{(GLONASST)}) + \Delta tLS - 10\,800\ s$
	Galileo	$t^{(SNT=0)} = t^{(GST)}$	$t^{(SNT=1)} = t^{(GST)} - \Delta tLS + 10\,800\ s$	$t^{(SNT=2)} = t^{(GST)}$	$t^{(SNT=3)} = t^{(GST)} - 14\ s$
	BDS	$t^{(SNT=0)} = t^{(BDT)} + 14\ s$	$t^{(SNT=1)} = t^{(BDT)} - \Delta tLS + 10\,800\ s$	$t^{(SNT=2)} = t^{(BDT)} + 14\ s$	$t^{(SNT=3)} = t^{(BDT)}$

Note 1.— ΔtLS est calculé à partir d'informations de la constellation de base.

Note 2.— Le tableau B-105 montre comment convertir un temps du jour $t^{(GNSST)}$ exprimé selon le temps de référence d'une des constellations de base GNSS en un temps du jour $t^{(SNT=i)}$ exprimé selon le temps SNT précisé par l'identificateur de référence temporelle i.

3.5.12.2 Détermination de la position d'un satellite SBAS en fonction de son almanach.

Les paramètres suivants, qui sont décrits au § 3.5.11.7, seront utilisés dans le calcul de la position d'un satellite SBAS en fonction de son almanach :

t_a : temps de l'almanach SBAS [l'impulsion de référence de l'almanach (s) sous forme de temps du jour] ;
a : demi-grand axe (m);
e : excentricité (sans dimension) ;
M_0 : anomalie moyenne (rad) au temps t_a ;
ω : périgée (rad) ;
I : inclinaison (rad) ;
Ω_0 : longitude du nœud ascendant du plan orbital au début de la semaine (rad) ;
$\dot{\Omega}$: taux de variation de l'ascension droite du nœud ascendant (rad/s).

La position du satellite SBAS sera calculée pour l'impulsion t, exprimée en temps réseau SBAS (SNT) DFMC. L'« impulsion de référence de l'almanach » sera diffusée sous forme de temps du jour au moyen du paramètre t_a. Les utilisateurs du SBAS tiendront compte de la troncature de ce paramètre.

3.5.12.2.1 Calcul de l'anomalie moyenne (M_t)

L'anomalie moyenne (M_t) à l'impulsion t sera calculée comme suit :

$$M_t = M_0 + n_0 \Delta_t$$

où :

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$\Delta_t = t - t_a.$$

Note.— L'utilisateur du SBAS doit s'assurer que la référence temporelle de t et t_a est la même lorsqu'il calcule Δt. Comme le paramètre diffusé t_a est un temps du jour, une conversion est nécessaire pour tenir compte des changements de jour ou de semaine.

3.5.12.2.2 Calcul de l'anomalie excentrique (E_t)

L'anomalie excentrique (E_t) à l'impulsion t sera calculée en résolvant l'équation suivante :

$$M_t = E_t - e\sin(E_t).$$

Note.— Cette équation peut être résolue par itération.

3.5.12.2.3 Calcul de la latitude (Φ_t)

La latitude (Φ_t) à l'impulsion t sera calculée comme suit :

$$\phi_t = v_t + \omega$$

où v_t est l'anomalie réelle à l'impulsion t :

$$v_t = 2 \times \mathrm{atan}\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\,tan\left(\frac{E_t}{2}\right)\right)$$

3.5.12.2.4 Calcul des coordonnées dans le plan orbital (x_t'; y_t')

Les coordonnées dans le plan orbital (x_t'; y_t') à l'impulsion t seront calculées comme suit :

$$x_t' = r_t\cos\phi_t$$
$$y_t' = r_t\sin\phi_t$$

où r_t est le rayon de l'orbite à l'impulsion t :

$$r_t = a \times [1 - (e \times \cos E_t)]$$

3.5.12.2.5 Calcul des coordonnées à axes fixes du véhicule spatial (x_t; y_t; z_t)

Les coordonnées à axes fixes du véhicule spatial (x_t; y_t; z_t) à l'impulsion t seront calculées comme suit :

$$x_t = (x_t'\cos\Omega_t) - (y_t'\cos I\sin\Omega_t)$$
$$y_t = (x_t'\sin\Omega_t) + (y_t'\cos I\cos\Omega_t)$$
$$z_t = y_t'\sin I$$

où Ω_t est la longitude corrigée du nœud ascendant à l'impulsion t :

$$\Omega_t = \Omega_0 + \left[\left(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e\right)\Delta_t\right] - \left(\dot{\Omega}_e t_{aTOW}\right)$$

et t_{aTOW} est t_a exprimé en secondes sous forme de temps de la semaine (ou temps écoulé depuis le début de la semaine de l'almanach).

3.5.12.3 Détermination de la position d'un satellite SBAS en fonction de ses éphémérides

Les paramètres suivants, qui sont décrits au § 3.5.11.5, seront utilisés dans le calcul de la position d'un satellite SBAS en fonction de ses éphémérides :

t_e **:** temps des éphémérides SBAS [l'impulsion de référence des éphémérides (s) sous forme de temps du jour] ;
a : demi-grand axe (m) ;
e : excentricité (sans dimension) ;
M_0 : anomalie moyenne (rad) à l'impulsion t_e ;
ω : argument de périgée (rad) ;
I : inclinaison à l'impulsion t_e (rad) ;
I_{dot} : taux de variation de l'inclinaison (rad/s) ;
Ω_0 : longitude du nœud ascendant du plan orbital à l'impulsion t_e (rad) ;
C_{uc} : amplitude de la composante cosinusoïdale de la correction en latitude (rad) ;
C_{us} : amplitude de la composante sinusoïdale de la correction en latitude (rad).

La position du satellite SBAS sera calculée pour l'impulsion t, exprimée en temps de réseau SBAS (SNT) DFMC. L'« impulsion de référence des éphémérides » sera diffusée sous forme de temps du jour au moyen du paramètre t_e. Les utilisateurs du SBAS tiendront compte de la troncature de ce paramètre.

3.5.12.3.1 Calcul de l'anomalie moyenne (M_t)

L'anomalie moyenne (M_t) à l'impulsion t sera calculée comme suit :

$$M_t = M_0 + n_0\Delta_t$$

où :

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$\Delta_t = t - t_e$$

Note.— L'utilisateur du SBAS doit s'assurer que la référence temporelle est la même pour t et t_a lorsqu'il calcule Δt. Comme le paramètre diffusé t_e est un temps du jour, une conversion est nécessaire pour tenir compte des changements de jour ou de semaine.

3.5.12.3.2 Calcul de l'anomalie excentrique (E_t)

L'anomalie excentrique (E_t) à l'impulsion t sera calculée en résolvant l'équation suivante :

$$M_t = E_t - e\sin(E_t)$$

Note.— Cette équation peut être résolue par itération.

3.5.12.3.3 Calcul de la latitude (Φ_t)

La latitude (Φ_t) à l'impulsion t sera calculée comme suit :

$$\phi_t = v_t + \omega$$

où v_t est l'anomalie réelle à l'impulsion t :

$$v_t = 2 \times \text{atan}\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} tan\left(\frac{E_t}{2}\right)\right)$$

3.5.12.3.4 Calcul de la latitude corrigée (u_t)

La latitude corrigée (u_t) à l'impulsion t sera calculée comme suit :

$$u_t = \phi_t + \delta u_t$$

où δu_t est la perturbation du deuxième harmonique de la latitude à l'impulsion t :

$$\delta u_t = [C_{us}\sin(2\phi_t)] + [C_{uc}\cos(2\phi_t)].$$

3.5.12.3.5 Calcul des coordonnées dans le plan orbital (x'_t; y'_t)

Les coordonnées dans le plan orbital (x'_t; y'_t) à l'impulsion t seront calculées comme suit :

$$x'_t = r_t \cos u_t$$
$$y'_t = r_t \sin u_t$$

où r_t est le rayon de l'orbite à l'impulsion t :

$$r_t = a[1 - (e\cos E_t)].$$

3.5.12.3.6 Calcul des coordonnées à axes fixes du véhicule spatial (x_t; y_t; z_t)

Les coordonnées à axes fixes du véhicule spatial (x_t; y_t; z_t) à l'impulsion t seront calculées comme suit :

$$x_t = (x'_t \cos\Omega_t) - (y'_t \cos i_t \sin\Omega_t)$$
$$y_t = (x'_t \sin\Omega_t) + (y'_t \cos i_t \cos\Omega_t)$$
$$z_t = y'_t \sin i_t$$

où Ω_t est la longitude corrigée du nœud ascendant à l'impulsion t :

$$\Omega_t = \Omega_0 - (\dot{\Omega}_e \Delta_t)$$

et i_t est l'inclinaison corrigée à l'impulsion t :

$$i_t = I + (I_{dot}\Delta_t).$$

Note 1.— La correction de l'effet Sagnac (rotation de la Terre) doit être prise en compte.

Note 2.— Le taux de variation de l'ascension droite du nœud ascendant est supposé nul.

3.5.12.4 Solution de navigation SBAS DFMC

Note.— La présente section contient les formules pour la solution de navigation SBAS DFMC d'un système SBAS renforçant deux constellations de base [constellation 1 (C1) et constellation 2 (C2)]. Lorsque le nombre N de constellations renforcées est différent de 2 (N=1, 3 ou 4), la grandeur de G et de X devra changer en conséquence. Des renseignements supplémentaires figurent au supplément D, § 6.7.12.

La solution de navigation par moindres carrés pondérés prend la forme suivante :

$$\hat{X} = (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G^T \cdot W \cdot Y$$

où :

a) $\hat{\mathbf{X}}$ est l'estimation par moindres carrés pondérés de l'erreur dans l'emplacement estimé de l'utilisateur à propos duquel la linéarisation a été effectuée :

$$X = [x, y, z, ct_{C1}, ct_{C1\text{-}C2}]$$

où :

t_{C1} est l'erreur systématique d'horloge du récepteur, en secondes, par rapport au temps de référence de la constellation 1 ; et

$t_{C1\text{-}C2}$ est la différence de temps observée par le récepteur, en secondes, entre la constellation de référence 2 et la constellation 1, soit $t_{C1\text{-}C2} = t_{C2} - t_{C1}$;

Note.— Il s'agit d'une mise en œuvre possible. Une autre mise en œuvre est décrite au supplément D, § 6.7.12.

b) Y est le vecteur de dimension P contenant les mesures corrigées de pseudodistance sans le retard ionosphérique ($PR_{i,corrigées}$), moins les valeurs de distance mesurée prévues basées sur la position des satellites et l'emplacement estimé de l'utilisateur (X), où :

P est le nombre de satellites utilisés dans la solution de navigation ;

$PR_{i,corrigée}$ est la mesure corrigée de pseudodistance sans le retard ionosphérique pour le satellite i, calculée comme il est indiqué au § 3.5.1.2 avec les paramètres suivants :

$\boldsymbol{b_i}$, défini au § 3.5.1.2, est l'horloge corrigée du SBAS :

$$b_i = c * (\delta\Delta t_{SV,i} + \Delta t_{SV,i});$$

$\boldsymbol{\delta\Delta t_{SV,i}}$ est l'estimation de l'erreur de temps à l'instant t calculée avec les paramètres décrits au § 3.5.11.2, comme suit :

$$c * \delta\Delta t_{SV,i} = \delta B + \delta\dot{B}(t - t_D);$$

$\boldsymbol{\Delta t_{SV,i}}$ est la correction du temps du satellite décrite au § 3.5.15.1.1.2 ; et

t_D est le temps de référence des corrections.

Le vecteur de correction de l'erreur de position du satellite [δx(t), δy(t), δz(t)] sera exprimé en coordonnées ECEF du WGS-84 comme suit, et il sera ajouté au vecteur des coordonnées du satellite [x(t), y(t), z(t)] :

$$\begin{bmatrix} \delta x(t) \\ \delta y(t) \\ \delta z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \end{bmatrix} (t - t_D)$$

δx, δy, δz, $\boldsymbol{\delta\dot{x}}$ $\boldsymbol{\delta\dot{y}}$ et $\boldsymbol{\delta\dot{z}}$ étant définis au § 3.5.11.2.

Note 1.— L'utilisateur du SBAS doit s'assurer que la référence temporelle est la même pour t et t_D lorsqu'il calcule t-t_D. Comme le paramètre diffusé t_d est un temps du jour, une conversion est nécessaire pour tenir compte des changements de jour ou de semaine.

Note 2.— Dans le cas d'un satellite de télémétrie SBAS, pour les mesures SBAS sans le retard ionosphérique du système SBAS qui fournit les données de correction et d'intégrité, l'estimation de l'erreur de temps $\delta\Delta t_{SV}$ est de zéro étant donné qu'il n'y a pas de correction fournie pour ce satellite.

c) G est la matrice d'observation :

$$G_i = [-\cos EI_i \cdot \sin Az_i - \cos EI_i \cdot \cos Az_i - \sin EI_i \;\; 1 \;\; n_i] \; = i^e \text{ rangée de G}$$

où

El_i est le site du satellite i après correction de sa position au moyen des paramètres décrits au § 3.5.11.2 ;

Az_i est l'azimut du satellite i après correction de sa position au moyen des paramètres transmis décrits au § 3.5.11.2. L'azimut positif est défini dans le sens horaire par rapport au Nord ; et

n_i est « 1 » si le satellite fait partie de la constellation de référence C2, ou « 0 » s'il fait partie de la constellation C1.

Pour un satellite de télémétrie SBAS : n_i est « 0 » si la constellation C1 est le GPS, et « 1 » si la constellation C2 est le GPS.

Note 1.— Les normes du SBAS DFMC ne comprennent pas de disposition pour le renforcement des signaux de mesure de distance SBAS DFMC d'autres fournisseurs de services.

Note 2.— Si le SBAS fournit les mesures de distance SBAS mais ne renforce pas le GPS, le décalage temporel lié à la distance SBAS doit être résolu par la prise en compte d'une inconnue supplémentaire dans la matrice d'observation, comme il est expliqué au supplément D, § 6.7.12.1.

d) W est la matrice de pondération :

$$W = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & w_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & w_o \end{bmatrix}$$

où :

$$w_i = 1/\sigma_i^2;$$

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,DFC}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 + \sigma_{i,air\_DF}^2 + \sigma_{i,iono}^2;$$

$\boldsymbol{\sigma_{i,DFC}^2}$ est la variance type de l'erreur résiduelle associée aux corrections du SBAS pour le satellite i comme il est défini au § 3.5.12.4.1 ;

$\boldsymbol{\sigma_{i,tropo}^2}$ est la variance type de l'erreur résiduelle due à la troposphère pour le satellite i, comme il est défini aux § 3.5.8.4.2.4 et 3.5.8.4.2.5 ;

$\boldsymbol{\sigma_{i,air\_DF}^2}$ est la variation type des erreurs résiduelles combinées dues au bruit de mesure et aux trajets multiples applicable à la combinaison des mesures de distance double fréquence sans le retard ionosphérique (voir § 3.5.15.3.4.1) pour le satellite i ; et

$\boldsymbol{\sigma_{i,iono}^2}$ est la variance type de l'erreur résiduelle sans le retard ionosphérique pour le satellite i, comme il est défini au § 3.5.15.3.4.2.

3.5.12.4.1 Calcul de la variance type de l'erreur résiduelle associée aux corrections du SBAS σ_{DFC}^2.

Note.— Les calculs ci-après sont effectués pour chaque satellite. Pour la commodité, l'indice i utilisé au § 3.5.12.4 a été enlevé des équations.

Le facteur lié à l'emplacement de l'utilisateur (δ_{DFRE}) sera obtenu au moyen de la matrice de covariance C d'horloge et d'éphémérides, comme suit :

$$C = R^T R$$

où

$$R = 2^{(\text{exposant d'échelle}-5)} = \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}$$

alors

$$\delta_{DFRE} = \sqrt{I^T C I} + \varepsilon_C$$

où

I est le vecteur de visibilité directe 4-D de l'utilisateur au satellite en coordonnées WGS-84, dont les trois premiers composants représentent le vecteur unitaire de l'utilisateur au satellite et le quatrième composant est 1 ;

ε_C est obtenu à partir du paramètre $C_{COVARIANCE}$ (défini au § 3.5.11.4), comme suit :

$$\varepsilon_C = C_{COVARIANCE} \times 2^{\text{exposant d'échelle}-5} \text{ ; et}$$

l'exposant d'échelle, défini au § 3.5.11.2, est transmis au moyen de messages de type 32 dans le cas des satellites de la constellation de base, et de messages de type 40 dans le cas des satellites SBAS.

La variance type de l'erreur résiduelle associée aux corrections du SBAS (σ^2_{DFC}) à l'instant t sera calculée en utilisant les paramètres des corrections SBAS décrits au § 3.5.11.2 (satellites des constellations de base) et au § 3.5.11.5 (satellites du SBAS) associés aux paramètres OBAD décrits au § 3.5.11.4 sur la base du sélecteur d'équation de dégradation diffusé suivant :

« 0 »: $\sigma^2_{DFC}=\sigma^2_{DFRE} \times \delta^2_{DFRE} + \varepsilon^2_{CORR} + \varepsilon^2_{ER}$

« 1 »: $\sigma^2_{DFC}=(\sigma_{DFRE} + \varepsilon_{CORR} + \varepsilon_{ER})^2 \times \delta^2_{DFRE}$

où

$$\varepsilon_{corr} = \left[\frac{t - t_{CORR}}{I_{CORR}}\right] C_{CORR} + (t - t_{CORR}) \frac{(R_{CORR})_{sv}}{1000};$$

σ_{DFRE} est l'écart type de l'erreur de distance résiduelle, sans le retard ionosphérique, liée à l'horloge et aux éphémérides, défini au § 3.5.11.4 ;

ε_{CORR} est le paramètre de dégradation pour les corrections ;

ε_{er} est le paramètre de dégradation pour les applications en route jusqu'à approche classique. Il sera égal à 0 si le délai d'expiration des corrections n'est pas échu pour les applications d'approche (APV-I ou catégorie I). Il sera égal à C_{er} (voir § 3.5.11.4) si l'une quelconque des corrections ou l'indicateur DFREI/DFRECI (à savoir les données transmises dans des messages valides des types 32, 34, 35, 36, 39 et 40) ont expiré pour l'application approche mais sont encore valides pour les applications en route jusqu'à approche classique ;

t_{CORR} est l'instant d'entrée en vigueur (le début de l'impulsion de la seconde SNT coïncidant avec la transmission par le satellite SBAS du premier symbole du bloc-message) des données de correction d'horloge-éphémérides de satellite ou de SBAS les plus récentes reçues qui sont en correspondance avec les éphémérides de satellite ;

I_{CORR} est l'intervalle de temps pour l'application de C_{CORR} (voir § 3.5.11.4) ;

C_{CORR} est le paramètre de dégradation en escalier pour les applications d'approche de précision (voir § 3.5.11.4) ;

$(R_{CORR})_{SV}$ est le facteur de dégradation spécifique au satellite calculé à partir de R_{CORR} (voir § 3.5.11.4) et δR_{CORR}, comme indiqué au § 3.5.11.2 (pour les satellites renforcés) ou au § 3.5.11.5 (pour le SBAS) :

si $t\text{-}t_{CORR} \leq I_{CORR}$, alors $(R_{CORR})_{SV} = R_{CORR} \times \delta R_{CORR}$

si $t\text{-}t_{CORR} > I_{CORR}$, alors $(R_{CORR})_{SV} = R_{CORR}$; et

$\lfloor x \rfloor$ est le plus grand entier inférieur ou égal à x.

3.5.12.5 Calcul des niveaux de protection

Pour le calcul de la position d'après la méthode générale des moindres carrés, la matrice de projection S sera définie comme suit :

$$S = \begin{bmatrix} s_{est,1} & s_{est,2} & \cdots & s_{est,P} \\ s_{nord,1} & s_{nord,2} & \cdots & s_{nord,P} \\ s_{U,1} & s_{U,2} & \cdots & s_{U,P} \\ s_{t_{C_1},1} & s_{t_{C_1},2} & \cdots & s_{t_{C_1},P} \\ s_{t_{C_1C_2},1} & s_{t_{C_1C_2},2} & \cdots & s_{t_{C_1C_2},P} \end{bmatrix} = (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G^T \cdot W$$

où

G est la matrice d'observation définie au § 3.5.12.4 ;

W est la matrice de pondération définie au § 3.5.12.4.

Le niveau de protection horizontale (HPL) et le niveau de protection verticale (VPL) seront calculés comme suit :

$$\mathrm{HPL} = \mathrm{K_H d_{major}}$$
$$\mathrm{VPL} = \mathrm{K_{V,PA} d_U}$$

où

$$\mathrm{K_H} = \begin{cases} 6.18 \text{ opérations en route jusqu'à approche classique} \\ 6.0 \text{ opérations APV} - \text{I et catégorie I} \end{cases} ;$$

$K_{V,PA}$ = 5,33 ;

$d_{grand\ axe}$ est l'incertitude sur les erreurs le long du demi-grand axe de l'ellipse d'erreur définie comme suit :

$$\mathrm{d_{grand\ axe}} \equiv \sqrt{\frac{\mathrm{d_{est}^2 + d_{nord}^2}}{2} + \sqrt{\left(\frac{\mathrm{d_{est}^2 - d_{nord}^2}}{2}\right)^2 + \mathrm{d_{EN}^2}}} ;$$

d_U est la variance de la distribution associée au modèle qui englobe la distribution des erreurs vraies suivant l'axe vertical, définie comme suit :

$$\mathrm{d_U^2} = \sum_{i=1}^{P} \mathrm{s_{U,i}^2 \sigma_i^2} ;$$

où

$\mathrm{d_{est}^2}$ est la variance de la distribution associée au modèle qui englobe la distribution des erreurs vraies suivant l'axe est :

$$\mathrm{d_{est}^2} = \sum_{i=1}^{P} \mathrm{s_{est,i}^2 \sigma_i^2} ;$$

$\mathrm{d_{nord}^2}$ est la variance de la distribution associée au modèle qui englobe la distribution des erreurs vraies suivant l'axe nord :

$$\mathrm{d_{nord}^2} = \sum_{i=1}^{P} \mathrm{s_{nord,i}^2 \sigma_i^2} ;$$

$\mathrm{d_{EN}}$ est la covariance de la distribution associée au modèle suivant l'axe est et l'axe nord :

$$\mathrm{d_{EN}} = \sum_{i=1}^{P} \mathrm{s_{est,i} s_{nord,i} \sigma_i^2} ;$$

$\mathrm{s_{est,i}}$ est la dérivée partielle de la composante de l'erreur de position dans la direction est par rapport à l'erreur de pseudodistance commise sur le satellite i ;

$\mathrm{s_{nord,i}}$ est la dérivée partielle de la composante de l'erreur de position dans la direction nord par rapport à l'erreur de pseudodistance commise sur le satellite i ;

$\mathrm{s_{U,i}}$ est la dérivée partielle de la composante de l'erreur de position suivant l'axe vertical par rapport à l'erreur de pseudodistance commise sur le satellite i ;

σ_i est défini au § 3.5.12.4.

3.5.13 Tableaux de messages SBAS DFMC

Chaque message SBAS sera codé conformément au format correspondant à son contenu, tel que l'indiquent les tableaux B-92 à B-104. Tous les paramètres algébriques seront représentés en complément à 2, le bit de signe étant le bit de poids fort (MSB).

Note 1.— La valeur de chaque paramètre contenu dans un message DFMC est calculée comme suit, en tenant compte du fait que la donnée $champ_{valeur}$ *est la valeur décimale du nombre binaire, après la transformation en complément à 2 si elle est spécifiée dans la colonne des descriptions du tableau :*

- *si le paramètre est codé en complément à 2 : paramètre =* $champ_{valeur}$*$échelle_{facteur}$;
- *si le paramètre n'est pas codé en complément à 2 : paramètre = décalage +* $champ_{valeur}$*$échelle_{facteur}$, *où le décalage est spécifié dans la colonne des observations s'il est différent du minimum de la plage effective.*

Note 2.— Les bits réservés figurant dans les messages DFMC peuvent avoir n'importe quelle valeur.

Tableau B-106. Message de type 0 (« Ne pas utiliser ») diffusé sur la fréquence L5

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
Réservé	Réservé	216	-	-	-	-	

Note 1.— Ce message est l'équivalent du message de type 0 du SBAS L1, mais il est utilisé uniquement dans le cadre du service SBAS DFMC.

Note 2.— Lorsque ce message est diffusé, il indique que le signal n'appuie pas les opérations concernant la sécurité de la vie humaine. Le SBAS peut diffuser le champ de données de n'importe quel type de message dans chaque message de type 0.

Tableau B-107. Message de type 31 (masque de satellite SBAS)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
Masque GPS	Position de satellite nº 1	1	1	0	1	-	Bit du premier satellite GPS
	à position de satellite nº 32	1	1	0	1	-	au bit du 32e satellite GPS
	Position de satellite nº 33	1	1	0	1	-	Bit 1 réservé au GPS
	à position de satellite nº 37	1	1	0	1	-	au bit 5 réservé au GPS
Masque GLONASS	Position de satellite nº 38	1	1	0	1	-	Bit du premier satellite GLONASS
	à position de satellite nº 69	1	1	0	1	-	au bit du 32e satellite GLONASS
	Position de satellite nº 70	1	1	0	1	-	Bit 1 réservé au GLONASS
	à position de satellite nº 74	1	1	0	1	-	au bit 5 réservé au GLONASS
Masque Galileo	Position de satellite nº 75	1	1	0	1	-	Bit du premier satellite Galileo
	Position de satellite nº 110	1	1	0	1	-	au bit du 36e satellite Galileo
	Position de satellite nº 111	1	1	0	1	-	Réservé à Galileo
De réserve	Position de satellite nº 112	1	1	0	1	-	
	à position de satellite nº 119	1	1	0	1	-	
Masque SBAS	Position de satellite nº 120	1	1	0	1	-	Bit du premier satellite GEO du SBAS
	à position de satellite nº 158	1	1	0	1	-	au bit du 39e satellite GEO du SBAS
Masque BDS	Position de satellite nº 159	1	1	0	1	-	Bit du premier satellite BDS
	à position de satellite nº 195	1	1	0	1	-	au bit du 37e satellite BDS
Réservé	Position de satellite nº 196	1	1	0	1	-	Bit 1 réservé
	à position de satellite nº 207	1	1	0	1	-	au bit 12 réservé
De réserve	Position de satellite nº 208	1	1	0	1	-	
	à position de satellite nº 214	1	1	0	1	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Note.— Tous les paramètres sont définis au § 3.5.11.1.

Tableau B-108. Message de type 32 (corrections et matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides de satellite)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
En-tête du message	Numéro de position de satellite	9	1	1	214	-	Le décalage est de 0 et la plage de codage (0 à 511) excède la plage effective. Un codage de 1 correspond à la position de satellite nº 1 La plage effective est définie au tableau B-99
	IODN	10	1	0	1 023	-	
Paramètres orbitaux	$\delta x_{(ECEF)}$	11	0,0625	-64	63,9375	m	Codé en complément à deux
	$\delta y_{(ECEF)}$	11	0,0625	-64	63,9375	m	Codé en complément à deux
	$\delta z_{(ECEF)}$	11	0,0625	-64	63,9375	m	Codé en complément à deux
	$\delta B_{(ECEF)}$	12	0,03125	-64	63,96875	m	Codé en complément à deux
	$\delta \dot{x}_{(ECEF)}$	8	2^{-11}	-0,0625	0,06201171875	m/s	Codé en complément à deux
	$\delta \dot{y}_{(ECEF)}$	8	2^{-11}	-0,0625	0,06201171875	m/s	Codé en complément à deux
	$\delta \dot{z}_{(ECEF)}$	8	2^{-11}	-0,0625	0,06201171875	m/s	Codé en complément à deux
	$\delta \dot{B}_{(ECEF)}$	9	2^{-12}	-0,0625	0,062255859375	m/s	Codé en complément à deux
	t_D	13	16	0	86 384	s	La plage de codage (0 à 131 056) excède la plage effective
Paramètres de covariance	Exposant d'échelle	3	1	0	7	-	
	$E_{1,1}$	9	1	0	511	-	
	$E_{2,2}$	9	1	0	511	-	
	$E_{3,3}$	9	1	0	511	-	
	$E_{4,4}$	9	1	0	511	-	
	$E_{1,2}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{1,3}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{1,4}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{2,3}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{2,4}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{3,4}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
Paramètres d'intégrité	DFREI	4	1	0	15	-	
δR_{CORR}	Échelle R_{CORR}	3	1/8	1/8	1	-	

Note 1.— Ce message contient les paramètres de correction d'un seul satellite, identifié par le paramètre de position de satellite.

Note 2.— Tous les paramètres sont définis au § 3.5.11.2.

Tableau B-109. Message de type 34 (données d'intégrité)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
DFRECI	DFRECI 1	2	1	0	3	-	
	à DFRECI 92	2	1	0	3	-	
DFREI	DFREI 1	4	1	0	15	-	
	à DFREI 7	4	1	0	15	-	
Réservé	Réservé	2	-	-	-	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Note 1.— L'indicateur DFREI est défini au § 3.5.11.2.

Note 2.— L'indicateur IODM est défini au § 3.5.11.1.

Note 3.— L'indicateur DFRECI est défini au § 3.5.11.3.

Note 4.— Pour de plus amples orientations, voir le supplément D, § 6.7.14.

Tableau B-110. Message de type 35 (données d'intégrité)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
DFREI	DFREI 1	4	1	0	15	-	
	à DFREI 53	4	1	0	15	-	
Réservé	Réservé	2	-	-	-	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Note 1.— L'indicateur DFREI est défini au § 3.5.11.2.

Note 2.— L'indicateur IODM est défini au § 3.5.11.1.

Tableau B-111. Message de type 36 (données d'intégrité)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
DFREI	DFREI 54	4	1	0	15	-	
	à DFREI 92	4	1	0	15	-	
De réserve	De réserve	56	-	-	-	-	
Réservé	Réservé	2	-	-	-	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Note 1.— L'indicateur DFREI est défini au § 3.5.11.2.

Note 2.— L'indicateur IODM est défini au § 3.5.11.1.

Note 3.— Pour de plus amples orientations, voir le supplément D, § 6.7.14.

Tableau B-112. Message de type 37 (paramètres de dégradation et tableau DFREI)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
Paramètres OBAD communs	$(I_{VALIDE})_{32}$	6	6	30	408	s	
	$(I_{VALIDE})_{39/40}$	6	6	30	408	s	
	C_{ER}	6	0,5	0	31,5	m	
	$C_{COVARIANCE}$	7	0,1	0	12,7	-	
Paramètres OBAD GPS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Paramètres OBAD GLONASS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Paramètres OBAD Galileo	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Paramètres OBAD BDS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Paramètres OBAD SBAS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Paramètres	I_{CORR}	5	6	30	216	s	

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
OBAD réservés	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Tableau DFREI	σ_{DFRE}: DFREI = 0	4	0,0625	0,125	1,0625	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 1	4	0,125	0,25	2,125	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 2	4	0,125	0,375	2,25	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 3	4	0,125	0,5	2,375	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 4	4	0,125	0,625	2,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 5	4	0,25	0,75	4,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 6	4	0,25	1	4,75	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 7	4	0,25	1,25	5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 8	4	0,25	1,5	5,25	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 9	4	0,25	1,75	5,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 10	4	0,5	2	9,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 11	4	0,5	2,5	10	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 12	4	1	3	18	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 13	4	3	4	49	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 14	4	6	10	100	m	
Identificateur de référence temporelle	Identificateur de référence temporelle	3	1	0	7	-	
Paramètres OBAD communs	Sélecteur d'équation de dégradation	1	1	0	1	-	
De réserve	De réserve	1	-	-	-	-	

Note.— Toutes les données sont définies au § 3.5.11.4.

Tableau B-113. Message de type 39 (horloge, éphémérides et matrice de covariance de satellite SBAS – 1)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
En-tête du message	Numéro delta de position de satellite	6	1	1	39	-	Le décalage est de 0 et la plage de codage (0 à 63) excède la plage effective. Un codage de 1 correspond au numéro delta de position de satellite 1 Voir tableau B-102
	IODG	2	1	0	3	-	
	Identificateur de fournisseur de services SBAS	5	1	0	31	-	
Paramètres orbitaux	C_{uc}	19	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$	$-\pi/2 \times 10^{-4}$	$\pi/2 \times 10^{-4} \times (1-2^{-18})$	Rad	Codé en complément à deux
	C_{us}	19	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$	$-\pi/2 \times 10^{-4}$	$\pi/2 \times 10^{-4} \times (1-2^{-18})$	rad	Codé en complément à deux
	Idot	22	$7\pi/6 \times 2^{-21} \times 10^{-6}$	$-7\pi/6 \times 10^{-6}$	$7\pi/6 \times 10^{-6} \times (1-2^{-21})$	rad/s	Codé en complément à deux
	ω	34	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	Codé en complément à deux
	Ω_o	34	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	Rad	Codé en complément à deux
	M_0	34	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	Codé en complément à deux
Paramètres d'horloge	a_{Gf0}	25	0,02	-292 766.06	292 766.06	m	Codé en complément à deux. La plage de codage (-335 544,32 à 335 544,30) excède la plage effective
	a_{Gf1}	16	4×10^{-5}	-1,31072	1,31068	m/s	Codé en complément à deux

Note 1.— Toutes les données sont définies au § 3.5.11.5.

Note 2.— Le § 3.5.9.6 limite a_{Gf0} à ± 292 766,07 m.

Tableau B-114. Message de type 40 (horloge, éphémérides et matrice de covariance de satellite SBAS – 2)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
En-tête du message	IODG	2	1	0	3	-	
Paramètres orbitaux	I	33	$\pi \times 2^{-33}$	0	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	
	e	30	2^{-30}	0	$1-2^{-30}$	-	
	a	31	0,02	6 370 000	49 319 672,94	m	
Temps des éphémérides SBAS	t_e	13	16	0	86 384	s	La plage de codage (0 à 131 056) excède la plage effective
Paramètres de covariance	Exposant d'échelle	3	1	0	7		
	$E_{1,1}$	9	1	0	511	-	
	$E_{2,2}$	9	1	0	511	-	
	$E_{3,3}$	9	1	0	511	-	
	$E_{4,4}$	9	1	0	511	-	
	$E_{1,2}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{1,3}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{1,4}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{2,3}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{2,4}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
	$E_{3,4}$	10	1	-512	511	-	Codé en complément à deux
Paramètre d'intégrité	DFREI	4	1	0	15	-	
δR_{CORR}	Échelle R_{CORR}	3	1/8	1/8	1	-	
De réserve	De réserve	1	1	0	1	-	

Note 1.— L'indicateur DFREI et le paramètre δR_{CORR} sont définis au § 3.5.11.2.

Note 2.— Toutes les autres données sont définies au § 3.5.11.5.

Tableau B-115. Message de type 42 (décalages de temps GNSS)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
Paramètres UTC communs	A_{1SNT}	24	2^{-50}	$-2^{23}*2^{-50}$	$(2^{23}-1)*2^{-50}$	s/s	Coefficient de dérive de l'échelle de temps SBAS par rapport à l'échelle de temps UTC (codé en complément à deux)
	A_{0SNT}	35	2^{-33}	-2	$2-2^{-33}$	s	Coefficient d'erreur systématique de l'échelle de temps SBAS par rapport à l'échelle de temps UTC (codé en complément à deux)
	t_{0t}	8	3 600	0	601 200	S	Temps de la semaine de référence des données temporelles. La plage de codage (0 à 918 000) excède la plage effective
	WN_t	8	1	0	255	semaine	Numéro de la semaine de référence des données temporelles
	Dt_{LS}	8	1	-128	127	s	Compte actuel ou antérieur de secondes intercalaires (codé en complément à deux)
	WN_{LSF}	8	1	0	255	semaine	Numéro de la semaine de référence des secondes intercalaires
	DN	3	1	1	7	jour	Numéro du jour de référence des secondes intercalaires Le décalage est de 0 et la plage de codage (0 à 7) excède la plage effective. Un codage de 1 correspond à un DN de 1
	Dt_{LSF}	8	1	-128	127	s	Compte actuel ou futur de secondes intercalaires (codé en complément à deux)
	Identificateur de temps de référence UTC	4	1	0	15	-	Identificateur de temps de référence UTC

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
Paramètres de la période de validité	État de décalage UTC	1	1	0	1	-	État de validité du décalage du temps SNT par rapport au temps UTC
	TOW_{app}	8	3 600	0	601 200	s	Temps de la semaine de référence de la période de validité La plage de codage (0 à 918 000) excède la plage effective
	WN_{app}	1	1	0	1	-	Numéro de la semaine de référence de la période de validité par rapport au WNt
	VP	3	1	0	7	-	Durée de la période de validité
De réserve	De réserve	97	1	-	-	-	

Tableau B-116. Message de type 47 (almanachs de satellite SBAS)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective* min	max	*Unité*	*Observations*
En-tête SBAS I	Numéro delta de position de satellite	6	1	1	39	-	Le décalage est de 0 et la plage de codage (0 à 63) excède la plage effective. Un codage de 1 correspond au numéro delta de position de satellite 1 Voir tableau B-102
	Identificateur de fournisseur de services SBAS	5	1	0	31	-	
	Indicateur de diffusion	1	-	-	-	-	
Paramètres képlériens SBAS I	a	16	650	6 370 000	48 967 750	m	
	e	8	2^{-8}	0	0,99609375	-	
	I	13	$\pi \times 2^{-13}$	0	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	
	ω	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	Codé en complément à deux
	Ω_0	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	Codé en complément à deux
	$\dot{\Omega}$	8	1×10^{-9}	$-1{,}28\times10^{-7}$	$1{,}27\times10^{-7}$	rad/s	Codé en complément à deux
	M_0	15	$\pi \times 2^{-14}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-14})$	rad	Codé en complément à deux
	t_a	6	1 800	0	84 600	S	La plage de codage (0 à 113 400) excède la plage effective
En-tête SBAS II	Numéro delta de position de satellite	6	1	0	39	-	La plage de codage (0 à 63) excède la plage effective Un codage de 1 correspond au numéro delta de position de satellite 1 Voir tableau B-102
	Identificateur de fournisseur de services SBAS	5	1	0	31	-	
	Indicateur de diffusion	1	-	-	-	-	

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective* min	max	*Unité*	*Observations*
Paramètres képlériens SBAS II	a	16	650	6 370 000	48 967 750	m	
	e	8	2^{-8}	0	0,99609375	-	
	I	13	$\pi \times 2^{-13}$	0	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	
	ω	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	Rad	Codé en complément à deux
	Ω_0	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	Rad	Codé en complément à deux
	$\dot{\Omega}$	8	1×10^{-9}	$-1{,}28\times10^{-7}$	$1{,}27\times10^{-7}$	rad/s	Codé en complément à deux
	M_0	15	$\pi \times 2^{-14}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-14})$	Rad	Codé en complément à deux
	t_a	6	1 800	0	84 600	s	La plage de codage (0 à 113 400) excède la plage effective
Compte des remises à zéro du WN	$WNRO_{compte}$	4	1	0	15	-	15 indique que le paramètre est invalide.

Note 1.— Les identificateurs de fournisseurs de services SBAS sont définis au § 3.5.11.5.

Note 2.— Tous les autres paramètres sont définis au § 3.5.11.7.

Tableau B-117. Réservé

Tableau B-118. Message de type 63 (message vide diffusé sur la fréquence L5)

Section	*Désignation*	*Longueur*	*Échelle*	*Plage effective*		*Unité*	*Observations*
				min	*max*		
Réservé	Réservé	216	-	-	-	-	

Note.— Le message vide est utilisé comme message de remplissage si aucun autre message n'est disponible pour diffusion pour le créneau d'une seconde.

Tableau B-119. Délais d'expiration des données du message L5

Données	*Types de messages connexes*	*Intervalle de mise à jour maximal*	*En route, région terminale, approche classique*	*Approche de précision, APV*
« Ne pas utiliser »	0	6 s	S/O	S/O
Masque de satellite	31	120 s	600 s	600 s
DFREI ou DFRECI	32	6 s	18 s	12 s
	34	6 s	18 s	12 s
	35	6 s	18 s	12 s
	36	6 s	18 s	12 s
	40	6 s	18 s	12 s
Corrections et matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides de satellite	32	$0{,}5x(I_{Valide})_{32}$ s par satellite corrigé	$1{,}5x(I_{Valide})_{32}$	$(I_{Valide})_{32}$
Horloge, éphémérides et matrice de covariance de satellite SBAS	39 40	$0{,}5x(I_{Valide})_{39/40}$ s	$1{,}5x(I_{Valide})_{39/40}$	$(I_{Valide})_{39/40}$
Paramètres de dégradation	37	120 s	600 s	600 s
Tableau DFREI	37	120 s	600 s	600 s
Identificateur de référence temporelle	37	120 s	600 s	600 s
Identificateur de fournisseur de services SBAS	47	120 s	600 s	600 s
Décalage du temps SNT par rapport au temps UTC	42	240 s	Note 3	Note 3

Note 1.— Les délais d'expiration sont définis à partir du temps d'arrivée du dernier bit de message à la borne d'antenne du récepteur.

Note 2.— Il n'y a pas de délai d'expiration pour les paramètres du message de type 47 autres que ceux qui sont énumérés ci-dessus.

Note 3.— Les données de décalage du temps SNT par rapport au temps UTC qui figurent dans le message de type 42 arrivent à expiration comme il est défini au § 3.5.11.6 compte tenu des paramètres WN_{app}, TOW_{app} et VP.

3.5.14 ÉLÉMENTS SBAS DFMC NON EMBARQUÉS

Note.— Les paramètres auxquels la présente section fait référence sont définis au § 3.5.11.

3.5.14.1 *Généralités*

3.5.14.1.1 *Données requises et intervalles de transmission*. Le SBAS diffusera les données requises par les fonctions mises en œuvre visées au chapitre 3, § 3.7.3.4.2, comme il est indiqué au tableau B-120.

Note.— Le SBAS peut diffuser des messages vides (type 63) dans les créneaux de temps où aucune autre donnée n'est diffusée.

3.5.14.1.1.1 Toutes les données diffusées par le SBAS, qu'elles soient requises ou non pour une fonction particulière, répondront aux spécifications de mise à jour indiquées au tableau B-120.

Tableau B-120. Intervalles de transmission des données sur la fréquence L5 et fonctions utilisatrices

Type de données	*Intervalle de transmission maximal*	*Mesure de distance SBAS DFMC*	*Correction différentielle sans le retard ionosphérique*	*Correction différentielle sans le retard ionosphérique*
« Ne pas utiliser »	6 s			0
Corrections et matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides	$0{,}5x(I_{Valide})_{32}$ s par satellite corrigé		R	32
Masque de satellite SBAS	120 s	R	R	31
Données d'intégrité (DFREI et, facultativement, DFRECI)	6 s	R	R	32, 34, 35, 36 et 40
Corrections et matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides de satellite SBAS	$0{,}5x(I_{Valide})_{39/40}$ s	R		39 et 40
OBAD, tableau DFREI et identificateur de référence temporelle	120 s	R	R	37
Données d'almanach SBAS, indicateur de diffusion et paramètres d'identification de fournisseur de services SBAS	120 s	R	R	47 42
Décalage du temps SNT par rapport au temps UTC	240 s			

Note 1.— « R » signifie que la fonction considérée requiert la transmission des données.
Note 2.— Les données d'intégrité comprennent l'indicateur DFRECI seulement si le message de type 34 est transmis, sinon seul l'indicateur DFREI est transmis.

<

3.5.14.1.2 *Contrôle des signaux radioélectriques SBAS.* Le SBAS contrôlera les paramètres des satellites SBAS indiqués au tableau B-121 et prendra les mesures indiquées.

Tableau B-121. Contrôle des signaux radioélectriques SBAS L5

Paramètre	*Renvoi*	*Seuil d'alarme*	*Mesure à prendre (Note 1)*
Niveau de puissance du signal	chapitre 3, § 3.7.3.4.5.3 et § 3.7.3.4.6.3	puissance minimale spécifiée puissance maximale spécifiée (*Note 2*)	Minimum : désactiver la fonction de mesure de distance SBAS DFMC Maximum : cesser la diffusion
Modulation	chapitre 3, § 3.7.3.4.5.5 et § 3.7.3.4.6.5	Contrôler la distorsion du signal	Désactiver la fonction de mesure de distance SBAS DFMC.
Stabilité de la porteuse	§ 3.5.2.1 et § 3.5.9.1	S/O (*Note 3*)	Désactiver la fonction de mesure de distance SBAS DFMC à moins que le paramètre σ^2_{DFRE} n'indique l'erreur commise.
Cohérence code/fréquence	§ 3.5.2.4 et § 3.5.9.4.2	S/O (*Note 3*)	Désactiver la fonction de mesure de distance SBAS DFMC à moins que le paramètre σ^2_{DFRE} n'indique l'erreur commise.
Écart maximal sur phase de code	§ 3.5.2.6 et § 3.5.9.6	S/O (*Notes 2* et *3*)	Désactiver la fonction de mesure de distance SBAS DFMC à moins que le paramètre σ^2_{DFRE} n'indique l'erreur commise.
Codage à convolution et codage bi-binaire	§ 3.5.2.9 et § 3.5.9.9	Tous les messages transmis sont erronés	Cesser la diffusion

Notes.—

1. *Les paramètres de contrôle qui exigent de « Désactiver la fonction de mesure de distance SBAS DFMC » ne sont nécessaires que pour les satellites SBAS qui assurent une telle fonction. La désactivation de cette fonction s'effectue par transmission d'un indicateur DFREI « Ne pas utiliser pour le SBAS » pour le satellite SBAS considéré.*
2. *Le contrôle de ces paramètres peut se faire par analyse de leur incidence sur la qualité du signal reçu (C/N_0impact), donc sur l'utilisateur.*
3. *Les seuils d'alarme ne sont pas spécifiés car l'erreur induite est acceptable à condition d'être représentée dans le paramètre σ^2_{DFRE}. Si tel n'est pas le cas, la fonction de mesure de distance doit être désactivée.*

3.5.14.1.3 *« Ne pas utiliser ».* Au besoin, le SBAS diffusera le message « Ne pas utiliser » (type 0) quand les données diffusées sur la fréquence L5 par le satellite SBAS et la fonction de mesure de distance double fréquence ne doivent pas être utilisées.

3.5.14.1.4 *Décalage Doppler du signal du satellite SBAS.* Le décalage Doppler du signal du satellite SBAS vu d'un point fixe quelconque à l'intérieur de l'empreinte, quel que soit le satellite, ne dépassera pas :

a) ±337 Hz, dans le cas du signal d'un satellite géostationnaire ;

b) ±7 kHz, dans le cas du signal d'un satellite non géostationnaire.

3.5.14.1.5 *Paramètres d'éphémérides SBAS.* Lorsqu'il diffuse des paramètres d'éphémérides, chaque satellite SBAS diffusera ses propres paramètres (définis au § 3.5.11.5).

3.5.14.1.5.1 Le fournisseur de services SBAS veillera à ce que le paramètre de temps des éphémérides SBAS t_e contenu dans le message de type 40 soit positionné entre -43 200 s et +43 199 s par rapport au temps de diffusion et ajusté pour tenir compte des changements de jour.

Note.— t_e est codé sous forme de temps du jour, et le jour/la semaine applicable respecte la fenêtre temporelle [-43 200 s ; +43 199 s].

3.5.14.1.6 *Données d'almanach.* Chaque satellite SBAS diffusera les données d'almanach (définies au § 3.5.11.7) de tous les satellites SBAS du même fournisseur de services.

Note.— Des renseignements supplémentaires concernant certaines orbites du SBAS figurent dans le supplément D, § 6.7.5.

3.5.14.1.6.1 L'erreur de la position estimée du satellite calculée à partir de tout message de type 47 diffusé au cours des 15 minutes précédentes, par rapport à la position réelle du satellite, ne dépassera pas 3 000 km.

3.5.14.1.6.2 L'erreur du décalage Doppler prévu calculée à partir du message de type 47 ne dépassera pas ±337 Hz durant une période de sept jours suivant la diffusion du message de type 47.

Note.— Pour les récepteurs SBAS, on peut s'attendre à cette précision de l'almanach pendant sept jours à partir de la réception du message de données d'almanach. Les récepteurs doivent tenir compte des changements de journée et de semaine étant donné que le temps de référence de l'almanach est seulement en secondes du jour.

3.5.14.1.6.3 Si seulement un almanach de satellite SBAS est fourni dans le message de type 47, les bits 118 à 225 attribués au second almanach de satellite SBAS seront des « 0 ».

3.5.14.1.6.4 Le SBAS positionnera l'indicateur de diffusion à « 1 » pour le satellite SBAS qui diffuse le message de type 47, et à « 0 » pour tous les autres satellites SBAS.

3.5.14.1.6.5 Le fournisseur de services SBAS veillera à la précision de l'identificateur de fournisseur de services SBAS indiqué dans tout message de type 47, en utilisant la valeur attribuée au fournisseur indiquée dans le tableau B-65.

3.5.14.1.6.6 Le fournisseur de services SBAS veillera à ce que le paramètre de temps d'almanach SBAS t_a contenu dans le message de type 47 soit positionné entre -43 200 s et +43 199 s par rapport au temps de diffusion et ajusté pour tenir compte des changements de jour.

Note.— t_e est codé sous forme de temps du jour, et le jour/la semaine applicable respecte la fenêtre temporelle [-43 200 s ; +43 199 s].

3.5.14.2 *Fonction de mesure de distance.* Lorsqu'un SBAS assure une fonction de mesure de distance SBAS DFMC, il le fera conformément aux spécifications énoncées dans la présente section.

3.5.14.2.1 Critères de performance

Note.— Voir chapitre 3, § 3.7.3.4.3.

3.5.14.2.2 *Données de mesure de distance*. Le SBAS transmettra les paramètres d'éphémérides, la matrice de covariance et la valeur du DFREI seulement pour le satellite SBAS émetteur, au moyen des messages des types 39 et 40 reliés l'un à l'autre par leur IODG.

3.5.14.2.3 *IODG actif.* Le SBAS aura un maximum de trois IODG actifs. Un IODG actif correspond à un paramètre IODG qui a été diffusé dans un message de type 39 ou 40 et dont le délai d'expiration (voir tableau B-119) n'est pas échu.

3.5.14.3 *Fonction de correction différentielle sans le retard ionosphérique.* Si un SBAS assure une fonction de correction différentielle sans le retard ionosphérique, il le fera conformément aux spécifications énoncées dans la présente section.

3.5.14.3.1 Performance de la correction différentielle sans le retard ionosphérique

3.5.14.3.1.1 Pour les phases en route, de région terminale et d'approche classique, étant donné une quelconque combinaison valide de données actives, la probabilité que se produise une erreur dans le sens horizontal excédant la valeur de HPL (§ 3.5.12.5) pendant plus de 8 secondes consécutives sera inférieure à 10^{-7} au cours d'une heure quelconque, en supposant que le temps d'attente pour l'utilisateur est nul.

3.5.14.3.1.2 Étant donné une quelconque combinaison valide de données actives, la probabilité que se produise une condition hors tolérance (p. ex. erreur dans le sens horizontal excédant la valeur de HPL ou erreur dans le sens vertical excédant la valeur de VPL, comme défini au § 3.5.12.5) pendant plus de 5,2 secondes consécutives (délai d'alarme) sera inférieure à 2×10^{-7} durant quelque approche que ce soit, en supposant que le temps d'attente pour l'utilisateur est nul.

3.5.14.3.1.3 Lorsque le SBAS détecte que la probabilité d'une erreur excédant le niveau de protection ne respecte pas l'exigence relative au risque d'intégrité pour l'une des opérations SBAS, les données d'alarme résultantes (positionner DFRE à une valeur plus grande ou à la valeur « Ne pas utiliser pour le SBAS »), diffusées dans un message de type 32, 34, 35, 36 ou 40, seront répétées trois fois de suite après la modification initiale de l'état d'alarme, pour un total de quatre fois en quatre secondes.

Note 1.— Un message de type 0 peut aussi être envoyé quatre fois de suite pour signaler un état d'alarme. Pour des orientations supplémentaires, voir le supplément D, § 6.7.4.

Note 2.— Des « données actives » sont des données dont le délai d'expiration (voie § 3.5.15.1.4.2) n'est pas échu. Cette spécification concerne les défaillances affectant la ou les constellations satellitaires de base et le SBAS.

Note 3.— Les messages suivants peuvent être transmis à la fréquence d'actualisation normale.

3.5.14.3.2 *Masque de satellite SBAS et identification des données – masque (IODM)*. Le SBAS transmettra un masque de satellite SBAS et le paramètre IODM (message de type 31). Les valeurs de position de satellite indiqueront si des données sont fournies ou non pour chaque satellite GNSS.

3.5.14.3.2.1 Le SBAS changera l'IODM s'il y a un changement dans le masque de satellite SBAS, en augmentant de 1 l'IODM modulo 4 par rapport à la plus récente valeur transmise.

3.5.14.3.2.2 L'IODM des messages des types 34, 35 et 36 sera égal à l'IODM transmis dans le message de masque de satellite (message de type 31) utilisé pour désigner les satellites pour lesquels des données sont fournies dans ces messages.

3.5.14.3.2.3 Le SBAS aura un maximum de deux IODM actifs. Un IODM actif correspond à un masque de satellite qui a été diffusé dans un message de type 31 et dont le délai d'expiration (voir tableau B-119) n'est pas échu.

3.5.14.3.3 *Corrections et matrice de covariance de satellite*

3.5.14.3.3.1 Sauf pour ce qui est du satellite SBAS émetteur, le SBAS diffusera les corrections et la matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides (message de type 32) de tout satellite figurant dans le masque de satellite SBAS (c.-à-d. correspondant à une valeur de position de satellite de « 1 ») lorsqu'il positionne un DFREI entre 0 et 14.

Note.— Le message de type 39/40 du satellite émetteur n'exige pas d'autre correction ; le satellite SBAS émetteur n'enverra donc pas de données de correction pour lui-même.

3.5.14.3.3.2 Le SBAS diffusera les corrections et la matrice de covariance d'horloge et d'éphémérides avec un paramètre d'identification des données – navigation (IODN) correspondant aux données d'horloge et d'éphémérides des satellites GNSS visés par les corrections (IOD). La valeur de l'IODN sera issue des IOD des données d'horloge et d'éphémérides de satellite GNSS comme il est décrit au § 3.5.11.2.

3.5.14.3.3.3 Afin de permettre à tous les utilisateurs du SBAS d'acquérir les nouvelles données GNSS lorsque les satellites GNSS diffusent de nouvelles données d'horloge et d'éphémérides valides, le SBAS continuera de diffuser les corrections et la matrice de covariance par rapport aux anciennes données d'horloge et d'éphémérides pendant une période de :

a) 120 à 240 secondes dans le cas du GPS ;

b) 150 à 320 secondes dans le cas du GLONASS ;

c) 150 à 350 secondes dans le cas de Galileo ;

d) 120 à 300 secondes dans le cas du système BDS.

Note.— Par « données d'horloge et d'éphémérides valides », on entend des données diffusées par les satellites GNSS qui sont conformes au document de contrôle d'interface (ICD) du signal GNSS, à la norme de performance applicable et aux SARP.

3.5.14.3.3.4 Pour tout satellite non SBAS, le SBAS diffusera un message de type 32 seulement après avoir contrôlé en continu pendant au moins 300 secondes les données d'éphémérides et d'horloge de ce satellite.

Note.— Le paramètre IOD, défini au § 3.5.11.2, comprend une comparaison de l'IODE LNAV du GPS avec les 8 bits de poids faible (LSB) de l'IODC LNAV du GPS. Les données d'éphémérides et d'horloge sont issues du message de navigation de la constellation de base renforcée par le SBAS DFMC comme il est indiqué au § 3.5.11.1.

3.5.14.3.3.5 Le fournisseur de services SBAS s'assurera que le paramètre de l'instant d'entrée en vigueur des corrections t_D figurant dans le message de type 32 se situe entre -43 200 s et +43 199 s par rapport au temps de diffusion et tienne compte des changements de jour.

Note.— t_D est codé sous forme de temps du jour, et le jour/la semaine applicable respecte la fenêtre temporelle [-43 200 s ; +43 199 s].

3.5.14.3.4 *Données d'intégrité*. Pour chaque satellite configuré dans le masque de satellite SBAS, le SBAS transmettra la donnée DFREI en utilisant le paramètre DFREI ou DFRECI, la matrice de covariance, l'exposant d'échelle et les paramètres de dégradation de façon à satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.14.3.1. Si la valeur des corrections est en dehors de la plage prescrite ou si la valeur de σ^2_{DFC} (décrit au § 3.5.12.4.1) ne peut pas être déterminée, le SBAS indiquera que le satellite ne peut pas être utilisé pour la position SBAS (« Ne pas utiliser pour le SBAS »).

Note.— Le récepteur SBAS appliquera le DFRECI à son DFREI actif en vigueur, qui peut être n'importe quel DFREI diffusé actif.

3.5.14.3.4.1 Le SBAS fournira la donnée DFREI, directement au moyen du paramètre DFREI ou indirectement au moyen du paramètre DFRECI, permettant le calcul de σ_{DFRE} (défini au § 3.5.11.4) pour le satellite configuré dans le masque de satellite et contrôlé par le SBAS au moins toutes les six secondes en utilisant des messages de type 34, 35 ou 36.

3.5.14.3.4.1.1 Lorsqu'il utilise un message de type 34, le SBAS transmettra au plus sept DFRECI positionnés à « 1 ».

Note 1.— Au lieu de transmettre des valeurs de DFREI actualisées dans le message de type 34, le SBAS peut positionner quelques valeurs de DFRECI à « 2 » ou « 3 » pour changer le DFREI de plus de sept satellites et encore utiliser le message

de type 34. Un message de type 35 ou 36 peut aussi être utilisé à la place d'un message de type 34 pour fournir davantage de valeurs de DFREI actualisées.

Note 2.— Les DFRECI sont indiqués dans l'ordre des indices de position renforcée issu du message de type 31 contenant un IODM correspondant.

3.5.14.3.4.1.2 Lorsqu'il utilise un message de type 34 avec des DFRECI positionnés « 1 », le SBAS transmettra les nouvelles valeurs de DFREI dans l'ordre correspondant à ceux des DFRECI positionnés à « 1 » dans le champ DFRECI. Chaque nouvelle valeur de DFREI s'appliquera à l'indice de position renforcée de la valeur de DFRECI correspondante positionnée à « 1 ».

3.5.14.3.4.2 Le SBAS positionnera à « 15 » toute valeur de DFREI figurant dans le champ de données associé des messages des types 35 et 36 qui correspond à un numéro de position de satellite non configuré dans le masque.

3.5.14.3.4.2.1 Lorsqu'il utilise un message de type 34, le SBAS positionnera la valeur de DFRECI à « 3 » pour les positions DFRECI excédant l'indice maximal de position renforcée.

3.5.14.3.4.2.2 Si, dans un message de type 34 donné, le nombre N de DFRECI positionnés à « 1 » est inférieur à sept, les 7-N dernières valeurs de DFREI du message de type 34 seront positionnées à « 15 ».

3.5.14.3.4.3 Lorsqu'il utilise un message de type 34, le SBAS transmettra un DFRECI de « 3 » (« Ne pas utiliser pour le SBAS ») au lieu d'un DFRECI de « 2 » (« DFREI augmenté de un ») si le DFREI actif le plus récent était positionné à « 14 » et la valeur DFRE correspondante ne convient plus pour assurer l'intégrité conformément au § 3.5.14.3.1.

3.5.14.3.4.4 Le SBAS transmettra les données $(I_{VALIDE})_{32}$ et $(I_{VALIDE})_{39/40}$ dans les messages de type 37 correspondant aux intervalles de temps durant lesquels les données d'intégrité des messages des types 32 et 39/40 peuvent être utilisées.

Note.— Ces intervalles de temps sont mesurés à partir de l'instant d'arrivée du dernier bit du message de type 32 ou du dernier bit du dernier message d'une paire jumelant les types 39 et 40 reçu au port d'antenne du récepteur SBAS.

3.5.14.3.4.5 La spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.14.3.1 s'appliquera tout au long de l'actualisation des paramètres contenus dans un message de type 37.

Note.— Un changement dans le tableau DFREI devrait être un événement rare dans la durée de vie d'un SBAS.

3.5.14.3.4.5.1 Pour chaque DFREI, la valeur de σ_{DFRE} sera toujours supérieure à la valeur de σ_{DFRE} spécifiée pour un DFREI inférieur dans le tableau dans le message de type 37.

3.5.14.3.5 *Données antérieures mais encore actives (OBAD).* Le SBAS transmettra les paramètres OBAD (message de type 37) de façon à satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée au § 3.5.14.3.1.

3.5.14.3.6 *Données de synchronisation*

3.5.14.3.6.1 Le SBAS indiquera le temps de référence sur lequel le SNT du SBAS DFMC est aligné, au moyen du champ de l'identificateur de référence temporelle du message de type 37.

3.5.14.3.6.2 Si un SBAS fournit la donnée $WNRO_{compte}$ avec un paramètre qui n'est pas positionné en permanence à « 15 », il contrôlera la remise à zéro du numéro de semaine en actualisant le compte des remises à zéro du numéro de semaine ($WNRO_{compte}$) figurant dans le message de type 47 pour la constellation GNSS indiquée par l'identificateur de référence temporelle contenu dans le message de type 37.

Note.— Le compte des remises à zéro du numéro de semaine sert à résoudre l'ambiguïté possible de la valeur du numéro de semaine transmise dans les données de navigation GNSS. Le § 3.5.11.7 contient des renseignements sur le temps de référence, par constellation, pour le calcul de $WNRO_{compte}$.

3.5.14.3.6.3 Si un message de type 42 est diffusé, le SBAS fournira des informations aux fins du calcul du décalage de temps SNT par rapport au temps UTC en ligne avec les données contenues dans le paramètre VP.

Note.— Le SBAS peut utiliser le paramètre de l'état de décalage par rapport au temps UTC pour provoquer l'expiration des données diffusées précédemment.

3.5.14.3.6.4 Si un message de type 42 est diffusé et si le SBAS ne peut pas transmettre le décalage de temps SNT par rapport au temps UTC, le SBAS diffusera tous les paramètres du champ des paramètres communs, tous les bits étant codés à zéro sauf l'identificateur de temps de référence UTC, qui sera positionné à « 7 ».

3.5.14.4 *Contrôle*

3.5.14.4.1 *Contrôle des signaux radioélectriques SBAS*. Le SBAS contrôlera les paramètres des satellites SBAS figurant au tableau B-121 et prendra les mesures indiquées.

Note.— En plus des spécifications de la présente section relatives au contrôle des signaux radioélectriques, il sera nécessaire de prendre des dispositions spéciales pour contrôler l'accélération de pseudodistance (chapitre 3, § 3.7.3.4.3.5), le bruit de phase de la porteuse (§ 3.5.9.2) et la perte de corrélation (§ 3.5.9.5), à moins que l'analyse et les essais ne montrent que ces paramètres ne peuvent pas dépasser les limites spécifiées.

3.5.14.4.2 *Contrôle des données*. Le SBAS contrôlera les signaux de mesure de distance du GNSS de façon à garantir que les données actives satisfont aux spécifications du § 3.5.14.3.1.

3.5.14.4.2.1 Le sous-système sol utilisera les crêtes de corrélation principales des signaux poursuivis servant au renforcement SBAS.

3.5.14.4.2.2 En cas de distorsion du signal GNSS, le sous-système sol fera en sorte que les données diffusées limitent l'erreur résiduelle pour les récepteurs embarqués compte tenu des contraintes de conception des récepteurs SBAS DFMC définies au § 3.5.15.1.1.3 (voir supplément D, § 8).

Note.— Le récepteur SBAS utilise la crête de corrélation principale du signal poursuivi conformément à la spécification énoncée au § 3.5.15.1.5.

3.5.14.4.2.3 La mesure de contrôle consistera à positionner le paramètre DFRE à une valeur plus grande ou à la valeur « Ne pas utiliser pour le SBAS » pour le satellite.

3.5.14.4.2.4 Le SBAS contrôlera toutes les données actives qui peuvent servir à quelque utilisateur que ce soit se trouvant dans la zone de couverture.

3.5.14.4.2.5 Le SBAS générera une alarme au bout de 5,2 secondes si une combinaison quelconque de données actives et de signaux électromagnétiques GNSS donne lieu à une erreur de position horizontale ou verticale excédant la HPL ou la VPL, respectivement (conformément au § 3.5.14.3.1).

Note.— Le contrôle porte sur tous les types de défaillances, y compris celles de satellites de la ou des constellations de base ou du SBAS. Ce contrôle suppose que l'élément d'aéronef satisfait aux spécifications du § 3.5.15.

3.5.14.4.3 *Contrôle du paramètre IOD.* Le SBAS prendra les mesures appropriées pour garantir l'intégrité des données diffusées lorsque l'IODN actif, décrit au § 3.5.11.2, peut être relié à plus d'une éphéméride valide.

Note 1.— Des « données actives » sont des données dont le délai d'expiration (tableau B-119) n'est pas échu. Cette spécification concerne les défaillances affectant la ou les constellations satellitaires de base et le SBAS.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires sur l'application de corrections SBAS par un récepteur SBAS figurent au § 3.5.15.1.4.8, qui peut être utilisé pour évaluer le temps durant lequel un défaut de concordance entre l'IODN et la constellation de base peut être pris en considération par le SBAS.

3.5.14.5 *Insensibilité aux défaillances de la ou des constellations satellitaires de base.* Le SBAS continuera à assurer des services SBAS après le retrait d'un ou de plusieurs satellites, y compris d'une constellation de base complète.

Note.— Il est prévu que les systèmes SBAS continueront de fonctionner en cas de défaillance ou d'anomalie d'un ou de plusieurs satellites ou de panne d'une constellation de base complète. Le niveau des services pris en charge diminue en fonction du nombre de satellites retirés. Le retrait d'un satellite défaillant ou en mauvais état de fonctionnement n'a pas d'incidence sur la capacité de contrôler et de corriger d'autres satellites.

3.5.15 ÉLÉMENTS SBAS DFMC D'AÉRONEF

Note 1.— Les paramètres auxquels il est fait référence dans cette section sont définis au § 3.5.11.

Note 2.— Tous les récepteurs SBAS traitent les signaux des satellites géostationnaires SBAS ; le traitement des signaux provenant de satellites SBAS non géostationnaires est facultatif.

3.5.15.1 Récepteur GNSS compatible SBAS DFMC.

3.5.15.1.1 *Récepteur GNSS compatible SBAS DFMC.* Sauf indication contraire, les récepteurs GNSS compatibles SBAS DFMC traiteront les signaux du SBAS et satisferont aux spécifications applicables aux constellations de base qu'ils poursuivent comme il est précisé au § 3.1.1.3.1 (récepteurs GPS), et/ou § 3.1.2.3.1 (récepteurs GLONASS), et/ou § 3.1.3.3.1 (récepteurs Galileo), et/ou § 3.1.4.3.1 (récepteurs BDS). Les mesures de pseudodistance de chaque satellite seront lissées au moyen de mesures de la porteuse et du filtre indiqué au § 3.5.1.1, avec les éléments de pseudodistance observables suivants :

$P_{1,k}$ est la mesure brute de pseudodistance L1 C/A ou L1OCd ou E1-C ou B1C_pilote ou SBAS L1, en mètres ;

$P_{2,k}$ est la mesure brute de pseudodistance L5-Q ou L3OCd ou E5a-Q ou B2a_pilote ou SBAS L5 en mètres ;

$\varphi_{1,k}$ est la mesure brute de la phase de porteuse cumulée L1 C/A ou L1OCd ou E1-C ou B1C_pilote ou SBAS L1, en mètres ;

$\varphi_{2,k}$ est la mesure brute de la phase de porteuse cumulée L5-Q ou L3OCd ou E5a-Q ou B2a_pilote ou SBAS L5, en mètres ;

$\gamma_{12} = \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2$ est le carré du rapport de la fréquence f_1 (fréquence L1 C/A ou L1OCd ou E1-C ou B1C_pilote ou SBAS L1) à la fréquence f_2 (fréquence L5-Q ou L3OCd ou E5a-Q ou B2a_pilote ou SBAS L5) ;

α est le coefficient de pondération, défini comme suit : après une période de 100 secondes suivant l'initialisation du filtre, α sera égal au pas d'échantillonnage en secondes divisé par la constante de temps de 100 secondes. Durant les 100 premières secondes suivant l'initialisation du filtre, α sera égal au pas d'échantillonnage en secondes divisé par le nombre de secondes depuis l'initialisation du filtre.

3.5.15.1.1.1 Le récepteur traitera les signaux renforcés comme suit :

a) GPS : le récepteur utilisera une réplique (1) pour le signal L1 C/A et une réplique BPSK (10) pour le signal L5-Q. La position et l'horloge du satellite seront basés sur les éphémérides contenues dans le message LNAV transmis au moyen du signal L1. La correction du retard de groupe indiquée dans ce message sera appliquée ;

b) GLONASS : le récepteur utilisera une réplique BPSK(1) pour le signal L1OCd et une réplique BPSK(10) pour le signal L3OCd. La position et l'horloge de satellite seront basés sur les éphémérides contenues dans les chaînes 10, 11 et 12 du signal L1OCd ou L3OCd ;

c) Galileo : le récepteur utilisera une réplique BOC(1,1) pour le signal E1-C et une réplique BPSK(10) pour le signal E5a-Q. La position et l'horloge de satellite seront basés sur les éphémérides figurant dans le message F/NAV transmis au moyen du signal E5a ;

d) BDS : le récepteur utilisera une réplique BOC(1,1) pour le signal B1C_pilote et une réplique BPSK(10) pour le signal B2a_pilote. La position et l'horloge de satellite seront basés sur les éphémérides figurant dans le message B-CNAV2 transmis au moyen du signal B2a.

Note.— Le calcul spécifique équivalent, sans le retard ionosphérique, est décrit dans le document BDS-SIS-ICD-B2a (V1.0), § 7.8.3, et tient compte des retards de groupe diffusés dans le message B-CNAV2.

3.5.15.1.1.2 La correction d'horloge du satellite ($\Delta t_{SV,i}$), dans le cas du satellite i, définie au § 3.5.12.4, sera calculée en utilisant les informations suivantes :

a) GPS : la correction d'horloge du satellite $\Delta t_{SV,i}$ sera calculée comme il est indiqué au § 3.1.1.2.1.2, en tenant compte de la correction du retard de groupe diffusée dans le message LNAV ;

b) GLONASS : la correction d'horloge du satellite $\Delta t_{SV,i}$ sera calculée comme il est indiqué au § 3.1.2.2.2 ;

c) Galileo : la correction d'horloge du satellite $\Delta t_{SV,i}$ sera calculée comme il est indiqué au § 3.1.3.2.2 ;

d) BDS : la correction d'horloge du satellite $\Delta t_{SV,i}$ sera calculée comme il est indiqué au § 3.1.4.2.2.1 ;

e) satellites de télémétrie SBAS : la correction d'horloge du satellite $\Delta t_{SV,i}$ sera calculée au moyen de l'équation $\Delta t_{SV,i} = a_{Gf0} + a_{Gf1}\Delta_t$, les valeurs a_{Gf0} et a_{Gf1} provenant du message de type 39 et Δ_t étant défini comme il est indiqué au § 3.5.12.3.1.

3.5.15.1.1.3 *Contraintes de conception de l'élément SBAS DFMC d'aéronef.*

3.5.15.1.1.3.1 Pour le traitement des signaux L1, L5, E1, E5a, B1C et B2a, l'élément d'aéronef respectera les contraintes suivantes :

a) largeur de bande de 3 dB entre 12 et 24 MHz centrée autour de 1 575,42 MHz et de 1 176,45 MHz ;

b) retard de groupe différentiel non supérieur à 150 ns ;

c) discrimination avance-retard ;

d) espacement de corrélation L1/E1/B1C entre les chips L1 0,08 et 0,12 ;

e) espacement de corrélation L5/E5a/B2a entre les chips L5 0,9 et 1,1 ;

f) décroissance progressive de fréquence d'au moins 24 dB par octave jusqu'à atteindre un affaiblissement minimal permettant de satisfaire aux objectifs de performance en présence de signaux de brouillage aux seuils de brouillage indiqués au § 3.7 ;

g) maintien de l'affaiblissement minimal nécessaire pour satisfaire aux objectifs de performance en présence de signaux de brouillage aux seuils de brouillage indiqués au § 3.7 ;

h) filtrage des fréquences centrales autour de 1 575,42 MHz et de 1 176,45 MHz à ±10 % de la largeur de bande de 3 dB, comme indiqué à l'alinéa a).

Note 1.— Cette spécification concerne l'intégralité de la mise en œuvre de la fonction SBAS DFMC embarquée et non seulement le récepteur SBAS DFMC.

Note 2.— Le niveau de 0 dB correspond au pic normalise de la réponse en bande du filtre.

3.5.15.1.1.3.2 Pour le traitement des signaux L1OC et L3OC, l'élément d'aéronef respectera les contraintes suivantes :

a) largeur de bande de 3 dB entre 12 et 24 MHz centrée autour de 1 600,995 MHz et de 1 202,025 MHz ;

b) retard de groupe différentiel non supérieur à 150 ns ;

c) discrimination avance-retard ;

d) espacement de corrélation L1OC entre les chips L1 0,08 et 0,12 ;

e) espacement de corrélation L3OC entre les chips L5 0,9 et 1,1 ;

f) décroissance progressive de fréquence d'au moins 24 dB par octave jusqu'à atteindre un affaiblissement minimal permettant de satisfaire aux objectifs de performance en présence de signaux de brouillage aux seuils de brouillage indiqués au § 3.7 ;

g) maintien de l'affaiblissement minimal nécessaire pour satisfaire aux objectifs de performance en présence de signaux de brouillage aux seuils de brouillage indiqués au § 3.7 ;

h) filtrage des fréquences centrales autour de 1 600,995 MHz et de 1 202,025 MHz à ±10 % de la largeur de bande de 3 dB, comme indiqué à l'alinéa a).

Note 1.— Cette spécification concerne l'intégralité de la mise en œuvre de la fonction SBAS DFMC embarquée et non seulement le récepteur SBAS DFMC.

Note 2.— Le niveau de 0 dB correspond au pic normalise de la réponse en bande du filtre.

3.5.15.1.2 *Acquisition d'un satellite géostationnaire SBAS sur la fréquence L5*. Le récepteur sera capable d'acquérir et de suivre les satellites géostationnaires pour lesquels un récepteur stationnaire à l'emplacement du récepteur de l'utilisateur subirait un décalage Doppler allant jusqu'à ±337 Hz.

3.5.15.1.3 *Acquisition d'un satellite non géostationnaire SBAS sur la fréquence L5*. Le récepteur compatible avec les satellites non géostationnaires SBAS sera capable d'acquérir et de suivre les satellites non géostationnaires pour lesquels un récepteur stationnaire à l'emplacement du récepteur de l'utilisateur subirait un décalage Doppler allant jusqu'à ±7 kHz.

Note.— Des renseignements sur la plage Doppler des satellites non géostationnaires figurent dans le supplément D, § 6.7.5.

3.5.15.1.4 Conditions d'utilisation des données transmises sur la fréquence L5

3.5.15.1.4.1 Le récepteur n'utilisera les données contenues dans un message SBAS que si le code CRC de ce dernier a été vérifié.

3.5.15.1.4.2 Le récepteur utilisera les données transmises dans les messages DFMC seulement à l'intérieur du délai d'expiration, défini au tableau B-119, qui commence à l'instant de réception du dernier bit du message.

3.5.15.1.4.3 Sur réception d'un message de type 0, le récepteur cessera d'utiliser les données reçues qui sont associées à des délais d'expiration, définis au tableau B-119, sauf pour ce qui est de l'identificateur du fournisseur de services SBAS, qui ne peut être utilisé que pour le processus d'acquisition du SBAS.

3.5.15.1.4.4 Le récepteur n'appliquera que les données d'intégrité pour lesquelles l'IODM des messages de type 34, 35 ou 36 correspond à un IODM actif de message de type 31.

3.5.15.1.4.5 Les nouveaux DFREI reçus remplaceront les anciens DFREI.

3.5.15.1.4.6 Spécifications relatives aux DFRECI.

3.5.15.1.4.6.1 Le récepteur traitera la réception d'un DFRECI = 0 ou d'un DFRECI = 2 comme s'il avait reçu une nouvelle copie du DFREI actif le plus récent reçu précédemment dans des messages de type 32, 34, 35, 36 ou 40.

3.5.15.1.4.6.2 Sur réception d'un DFRECI = 2, l'équipement utilisera le DFREI actif le plus récent reçu dans des messages de type 32, 34, 35, 36 ou 40 ainsi que l'écart type σ_{DFRE} correspondant au DFREI actif augmenté de un.

Note.— L'effet de la réception d'un DFRECI = 2 (« valeur augmentée de 1 ») n'est pas cumulatif.

3.5.15.1.4.6.3 Sur réception d'un DFRECI = 3, le récepteur positionnera le DFREI à « 15 » (« Ne pas utiliser pour le SBAS ») et exclura le satellite de la solution de position SBAS.

3.5.15.1.4.6.4 Sur réception d'un DFRECI = 1, le récepteur actualisera la valeur du DFREI en décodant le créneau DFREI correspondant dans l'ordre des DFRECI positionnés à « 1 » dans le champ DFRECI du message de type 34.

3.5.15.1.4.7 Le récepteur utilisera le tableau DFREI au moyen du message de type 37 décodé le plus récent pour le calcul de σ_{DFRE} basé sur le DFREI reçu.

3.5.15.1.4.8 Sur réception du message de type 32 valide initial applicable à un satellite non SBAS donné, le récepteur invalidera, pour ce satellite, tous les ensembles de données d'horloge/éphémérides retenus contenant au moins un paramètre reçu la dernière fois plus de 5 minutes avant la réception du message de type 32 valide initial.

Note.— Le « message de type 32 valide initial » est le premier message de type 32 reçu lorsqu'il n'y a pas de message de type 32 actif provenant du signal SBAS L5 en cours d'utilisation.

3.5.15.1.4.9 Le récepteur appliquera les paramètres d'éphémérides et d'horloge, les paramètres de la matrice de covariance, les paramètres OBAD et les paramètres d'intégrité comme il est décrit aux § 3.5.12.4 et 3.5.12.5.

3.5.15.1.4.10 Le récepteur n'utilisera que le contenu des messages des types 39 et 40 reçus qui ont le même paramètre IODG et qui ne sont pas arrivés à expiration.

3.5.15.1.4.11 Le récepteur tiendra dûment compte du changement du nombre des remises à zéro du numéro de jour ou de semaine lorsqu'il est observé après le dernier message de type 47 reçu.

3.5.15.1.4.12 Dans le calcul de la position SBAS DFMC, le récepteur n'utilisera que des distances de satellite renforcé SBAS provenant de satellites situés à un angle de site est égal ou supérieur à 5 degrés.

3.5.15.1.4.13 Le récepteur n'utilisera que les données de correction, d'intégrité et autres qu'il obtient par le signal L5 d'un seul satellite SBAS, désigné par son code PRN, pour tous les satellites utilisés dans la solution de position.

Note.— Lorsqu'il fait appel à des satellites SBAS supplémentaires pour les mesures de distance, le récepteur utilise les paramètres d'horloge et d'éphémérides figurant dans le message de type 39/40 du ou des satellites SBAS de télémétrie et les paramètres de covariance et d'intégrité (p. ex. DFREI et delta R_{CORR}) figurant dans le message de type 32 du satellite SBAS servant aux corrections.

3.5.15.1.4.14 Avant l'utilisation, le récepteur vérifiera que le code PRN SBAS poursuivi correspond au code PRN issu du champ du numéro delta de position de satellite contenu dans les données d'almanach lorsqu'il reçoit le message de type 47 avec un indicateur de diffusion positionné à « 1 », ou issu du champ du numéro delta de position de satellite figurant dans un message de type 39 actif.

3.5.15.1.4.15 En cas de perte de quatre messages SBAS consécutifs, le récepteur invalidera toutes les données DFREI et DFRECI précédemment reçues de ce PRN SBAS.

3.5.15.1.4.16 Le récepteur vérifiera que le paramètre t_D figurant dans le message de type 32 ainsi que les paramètres t_e et a_{Gf0} contenus dans le message de type 39/40 se situent à l'intérieur de la plage effective indiquée dans les tableaux des messages traités au § 3.5.13. Si ce n'est pas le cas, le message sera rejeté.

Note.— Les bits ou les champs de message indiqués comme étant « Réservés » ou « De réserve » peuvent prendre n'importe quelle valeur pendant la durée de vie opérationnelle du service SBAS.

3.5.15.1.5 Le récepteur SBAS utilisera la crête de corrélation principale de chacun des signaux poursuivis renforcés par le SBAS et utilisés dans la solution de position SBAS.

3.5.15.2 *Position de satellite SBAS*

3.5.15.2.1 *Calcul de la position au moyen des éphémérides*. Lorsqu'il utilise les mesures de distance SBAS, le récepteur décodera les messages de type 39/40 et déterminera la position (X_G, Y_G, Z_G) du satellite SBAS en faisant appel au protocole décrit au § 3.5.12.3.

3.5.15.2.2 *Calcul de la position au moyen de l'almanach.* Lorsqu'il calcule la position d'un satellite SBAS en utilisant un message de type 47, le récepteur déterminera la position (X_G, Y_G, Z_G) du satellite en faisant appel au protocole décrit au § 3.5.12.2.

3.5.15.3 *Fonctions de correction différentielle sans le retard ionosphérique*

3.5.15.3.1 Fonction d'indication de l'état de fonctionnement des satellites GNSS. Le récepteur exclura du calcul de la position SBAS tout satellite auquel est associé le message « Ne pas utiliser pour le SBAS ».

Note 1.— Même si un satellite est désigné comme marginal ou hors d'état de fonctionner par l'indicateur d'état de la ou des constellations satellitaires de base, le SBAS peut transmettre les corrections d'éphémérides et d'horloge qui permettront à l'utilisateur de continuer à se servir du satellite en question tant que les spécifications de performance énoncées au § 3.5.14.3.1 sont satisfaites.

Note 2.— Quand un satellite désigné par le SBAS comme étant à « Ne pas utiliser pour le SBAS » sert au calcul de la position, le SBAS ne fournit pas les données d'intégrité correspondantes.

3.5.15.3.2 *Précision des mesures de distance de la ou des constellations satellitaires de base pour l'approche de précision.* La moyenne quadratique (1 sigma) de la contribution totale de l'élément d'aéronef en régime permanent à l'erreur dans une pseudodistance sans le retard ionosphérique corrigée sera inférieure ou égale à la valeur indiquée au tableau B-122 pour les niveaux de puissance minimal et maximal.

Tableau B-122. Précision des mesures de distance sans le retard ionosphérique des récepteurs de la ou des constellations satellitaires de base pour l'approche de précision

	GPS (voir chapitre 3, § 3.7.3.1.1.8.6)	*GLONASS (voir chapitre 3, § 3.7.3.1.2.9.4 et § 3.7.3.1.2.10.4)*	*Galileo (voir chapitre 3, § 3.7.3.1.3.11.1 et § 3.7.3.1.3.11.2)*	*BDS (voir chapitre 3, § 3.7.3.1.4.9.4.1 et § 3.7.3.1.4.10.4.1)*
Niveau de puissance minimal	0,4 m	0,65 m	0,4 m	0,4 m
Niveau de puissance maximal	0,3 m	0,3 m	0,3 m	0,3 m

3.5.15.3.3 Le récepteur utilisera le protocole décrit au § 3.5.12.4 pour la solution de position SBAS et pour la différence de temps entre les constellations si le SBAS renforce plus d'une constellation.

3.5.15.3.4 Le récepteur calculera les niveaux de protection horizontale et verticale SBAS comme il est indiqué au § 3.5.12.5.

3.5.15.3.4.1 La variance de l'erreur du récepteur embarqué $\sigma^2_{\mathrm{air,DF}}$ pour le satellite i sera calculée comme suit :

$$\sigma^2_{air,DF}[i] = \sigma^2_{bruit}[i] + \sigma^2_{MP\&AGDV,DF}[i]$$

où

$\sigma^2_{bruit}[i]$ (voir le § 3.5.15.3.2) ;

$\sigma^2_{MP\&AGDV,DF}$ est le modèle d'erreur de variation liée au retard causé par les trajets multiples et au retard de groupe d'antenne pour les mesures double fréquence sans le retard ionosphérique lissées sur 100 secondes, décrit par une distribution normale à moyenne nulle et un écart type de :

GPS, Galileo, GLONASS et BDS : $\sigma_{MP\&AGDV,DF}[i] = 0.34 + 0.4\, exp\left(-El_{deg}[i]/14°\right)$ en mètres) ;

où $El_{deg}[i]$ est l'angle de site du satellite i (en degrés).

Note.— Les modèles sont valides lorsque le récepteur est en régime permanent.

3.5.15.3.4.2 Pour les mesures double fréquence sans le retard ionosphérique, l'incertitude ionosphérique résiduelle sera définie comme suit :

$$\sigma_{i,iono} = \frac{40{,}0}{261{,}0 + (El_{deg}[i])^2} + 0{,}018 \text{ (en mètres)}$$

où $El_{deg}[i]$ est l'angle de site du satellite i (en degrés).

3.5.15.3.5 Les paramètres du bloc de données FAS du SBAS qui s'appliquent aux récepteurs SBAS DFMC sont décrits au § 3.5.8.4.2.6, sauf ceux qui concernent le type d'opération et l'indicateur de performance d'approche, qui sont décrits ci-dessous :

Type d'opération : procédure d'approche en ligne droite ou autres types d'opération :

Codage :	0	=	procédure d'approche en ligne droite avec SPID de 0 à 13 ;
	1 à 7	=	de réserve
	8	=	procédure d'approche en ligne droite avec SPID de 16 à 31 ;
	9 à 15	=	de réserve

Indicateur de performance d'approche (APD) : indiquera le service SBAS qui répond aux exigences conformément au tableau 3.7.2.4-1 pour l'approche définie par le bloc de données FAS, y compris l'exécution d'une analyse de sécurité spécifique au système pour la catégorie 1 si le seuil d'alarme vertical (VAL) indiqué dans le bloc de données FAS est supérieur à 10 m.

Codage :	0	=	service SBAS DFMC ou SBAS L1
	1	=	service SBAS DFMC renforçant une ou plusieurs constellations (SBAS L1 non pris en charge)
	2	=	service SBAS DFMC renforçant au moins deux constellations (SBAS L1 non pris en charge)
	3 à 4	=	De réserve
	5	=	service SBAS DFMC renforçant une ou plusieurs constellations (SBAS L1 avec continuité/ disponibilité réduite)
	6	=	service SBAS DFMC renforçant au moins deux constellations (SBAS L1 avec continuité/ disponibilité réduite)
	7	=	De réserve

Note 1.— Les diverses valeurs de codage de l'APD sont destinées à signaler d'éventuelles différences de performance entre les services SBAS à l'emplacement d'approche, sur la base du nombre de fréquences GNSS et du nombre de constellations renforcées utilisées. Seuls les récepteurs embarqués SBAS DFMC utilisent l'APD pour sélectionner le mode de récepteur approprié pour l'opération. De plus amples renseignements figurent dans le supplément D, § 6.6.5.

Note 2.— La mention « SBAS L1 non pris en charge » signifie que, pour une approche de catégorie I, le service SBAS L1 dans la région où s'effectue l'approche n'est pas conforme à l'évaluation de sécurité spécifique au système pour ce qui est du VAL publié (voir aussi les orientations figurant dans le supplément D, § 3.3.9 et 6.6.5).

Note 3.— La mention « SBAS L1 avec continuité/disponibilité réduite » signifie que le service SBAS L1 dans la région où s'effectue l'approche ne remplit pas les critères de disponibilité ou de continuité applicables à l'approche. L'intégration d'éléments d'aéronef supplémentaires peut permettre de satisfaire à ces critères. La détermination de la disponibilité et de la continuité de la NSE dans le domaine de la position basée sur le SBAS au moyen d'éléments d'aéronef supplémentaires intégrés, et l'évaluation de la question de savoir si la disponibilité et la continuité ainsi déterminées conviennent pour l'approche considérée relèvent de l'élément d'aéronef. Pour une approche de catégorie 1, le service SBAS L1 n'est pas conforme à l'évaluation de sécurité spécifique au système en ce qui concerne le VAL publié, d'après les orientations figurant dans le supplément D, § 3.3.9 et 6.6.5.

3.5.15.3.5.1 Pour les opérations définies par un bloc de données FAS, le récepteur déterminera comme suit l'identificateur de fournisseur de services SBAS (SPID) opérationnel applicable : si le type d'opération est 0, le SPID opérationnel aura la valeur du SPID indiqué dans le bloc de données FAS ; si le type d'opération est 8, le SPID opérationnel sera la somme de 16 et de la valeur du SPID indiqué dans le bloc de données FAS.

3.5.15.3.5.2 Pour les opérations définies par un bloc de données FAS, si le SPID opérationnel n'est pas 15, le récepteur sélectionnera les signaux SBAS avec un SPID actif décodé d'un message de type 47 reçu qui correspond au SPID opérationnel déterminé à partir du bloc de données FAS (voir § 3.5.15.3.5.1).

3.5.15.3.5.3 Pour les opérations définies par un bloc de données FAS, le récepteur utilisera l'APD afin de déterminer le ou les services SBAS acceptables (c.-à-d. SBAS DFMC, SBAS L1 ou les deux) et le nombre de constellations nécessaires au soutien de l'opération considérée (voir supplément D, § 6.6.5).

3.5.15.3.5.4 Pour les opérations définies par un bloc de données FAS, si le SPID opérationnel de 15 et l'APD, 2 ou 6, le récepteur sélectionnera les satellites SBAS qu'il peut utiliser qui renforcent deux constellations ou plus.

Note.— Si le SPID opérationnel est 15 et l'APD n'est pas 2 ou 6, le récepteur peut sélectionner n'importe quel SBAS opérationnel (qui ne diffuse pas MT0).

3.5.15.4 *Fonction de mesure de distance*

3.5.15.4.1 *Précision des mesures de distance des satellites SBAS DFMC*. La moyenne quadratique (1 sigma) de la contribution totale de l'élément d'aéronef en régime permanent à l'erreur de pseudodistance sans le retard ionosphérique corrigée pour un satellite de télémétrie SBAS double fréquence dans les conditions de brouillage les plus défavorables, définies au § 3.7, compte non tenu des erreurs résiduelles dues aux trajets multiples et aux effets troposphériques et ionosphériques, sera inférieure ou égale à 0,8 m au niveau minimal de signal reçu ou égale à 0,6 m au niveau maximal de signal reçu (chapitre 3, § 3.7.3.4.6.3).

3.5.15.5 *Fonction de synchronisation*

3.5.15.5.1 Si un temps UTC est obtenu d'un récepteur SBAS au moyen d'un message de type 42, le récepteur commandera l'expiration des données de décalage du temps SNT par rapport au temps UTC précédemment reçues s'il décode un état de décalage UTC positionné à « 1 ».

3.5.15.5.2 Si un temps UTC est obtenu d'un récepteur SBAS au moyen d'un message de type 42, le récepteur n'appliquera pas le contenu du message de type 42 reçu si l'identificateur de temps de référence UTC est positionné à « 7 ».

Note.— Le récepteur peut encore utiliser des données reçues précédemment qui ne sont pas arrivées à expiration, si l'état de décalage UTC est positionné à « 0 » dans le message de type 42 reçu.

3.5.16 Interface entre fournisseurs de services SBAS

Note.— Le supplément D, § 6.3, fournit des éléments indicatifs sur l'interfaçage des différents fournisseurs de services SBAS.

3.6 Système de renforcement au sol (GBAS) et système régional de renforcement au sol (GRAS)

3.6.1 GÉNÉRALITÉS

Le GBAS se composera d'un sous-système sol et d'un sous-système embarqué. Le sous-système sol fournira au sous-système embarqué, par VDB numérique, les données et les corrections pour les signaux GNSS de mesure de distance. Le sous-système sol GRAS se composera d'un ou de plusieurs sous-systèmes sol GBAS.

Note 1.— Le supplément D, § 7.1, fournit des éléments indicatifs.

Note 2.— Les SARP relatives au GBAS n'ont pas encore été mises à jour en vue de l'utilisation de constellations multiples à deux fréquences (DFMC). Ces SARP ne s'appliquent qu'au GPS L1 utilisant le code C/A et au service ouvert du GLONASS L1 utilisant la méthode AMRF (GLONASS L1OF). Dans l'ensemble des SARP relatives au GBAS (appendice B, § 3.6) et dans les sections du supplément D relatives au GBAS, le terme GLONASS devrait s'entendre des signaux et services GLONASS L1OF seulement, et le terme GPS devrait s'entendre seulement des signaux et services GPS L1 utilisant le code C/A.

3.6.1.1 *Types de services GBAS.* Un sous-système sol GBAS prendra en charge soit le service de localisation, soit le service d'approche ou ces deux types de services.

Note 1.— On entend par types de services un ensemble assorti de spécifications fonctionnelles et de performance sol et bord qui garantissent que l'équipement embarqué donne des performances de navigation quantifiables. Le supplément D, § 7.1, fournit des éléments indicatifs sur les types de services.

Note 2.— Les installations GBAS au sol sont définies selon la classification des installations GBAS (GFC). De nombreux critères de performance et fonctionnels du GBAS dépendent de la GFC. Les présentes SARP sont organisées en fonction des spécifications qui s'appliquent à un élément donné de la classification des installations [c'est-à-dire la lettre désignant le type de service d'approche de l'installation (FAST), la polarisation de l'équipement, etc.]. Le supplément D, § 7.1.4.1, fournit des éléments indicatifs concernant la classification des installations.

3.6.1.2 Tous les sous-systèmes sol GBAS seront conformes aux spécifications des § 3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, 3.6.4, 3.6.6 et 3.6.7, sauf indication contraire. Un sous-système sol FAST D sera également conforme à toutes les exigences du FAST C en plus des exigences spécifiques au FAST D.

3.6.2 CARACTÉRISTIQUES RADIOÉLECTRIQUES

3.6.2.1 *Stabilité de la porteuse.* La fréquence porteuse des données diffusées sera maintenue à l'intérieur de ±0,0002 % de sa valeur nominale.

3.6.2.2 *Codage des bits sous forme de déphasages.* Les messages GBAS seront assemblés en symboles composés chacun de 3 bits de message consécutifs, le dernier ou les deux derniers pouvant le cas échéant n'être que des bits de remplissage. Après conversion, les symboles moduleront la porteuse selon la méthode D8PSK [les déphasages ($\Delta\Phi_k$) sont indiqués au tableau B-123].

Note.— Pour le k^e symbole (ϕ_k) la phase de la porteuse est donnée par l'équation : $\phi_k = \phi_{k1} + \Delta\phi_k$. Le signal D8PSK peut être produit de la manière indiquée à la figure B-29 en combinant deux signaux RF en quadrature indépendamment modulés en amplitude avec suppression de la porteuse par des impulsions filtrées en bande de base. Une augmentation positive de $\Delta\Phi_k$ représente une rotation dans le sens contraire des aiguilles d'une montre dans le plan complexe I-Q de la figure B-29.

Tableau B-123. Codage des données

Bits de message			*Déphasage correspondant au symbole*
I_{3k-2}	I_{3k-1}	I_{3k}	$\Delta\phi_k$
0	0	0	$0\pi/4$
0	0	1	$1\pi/4$
0	1	1	$2\pi/4$
0	1	0	$3\pi/4$
1	1	0	$4\pi/4$
1	1	1	$5\pi/4$
1	0	1	$6\pi/4$
1	0	0	$7\pi/4$

Note.— I_j est le j^e bit de la rafale à transmettre, I_1 étant le premier bit de la séquence d'apprentissage.

3.6.2.3 *Traitement du signal de modulation par filtre de mise en forme des impulsions.* La sortie du codeur de phase différentielle sera filtrée par conformateur d'impulsions dont la propre sortie s(t) est donnée par l'équation :

$$s(t) = \sum_{k=\infty}^{k=\infty} e^{i\Phi_k}\, h(t - kT)$$

où :

h = réponse impulsionnelle du filtre en cosinus carré surélevé
ϕ_k = paramètre défini au § 3.6.2.2
t = temps
T = durée de chaque symbole = (1/10 500 seconde)

Le filtre de mise en forme des impulsions aura une réponse en fréquence nominale complexe identique à celle d'un filtre en cosinus carré surélevé, avec $\alpha = 0{,}6$. La réponse en temps h(t) et la réponse en fréquence H(f) des filtres en bande de base seront :

$$h(t) = \frac{\sin\left(\frac{\pi t}{T}\right)\cos\left(\frac{\pi\alpha t}{T}\right)}{\frac{\pi t}{T}\left[1 - \left(\frac{2\alpha t}{T}\right)^2\right]}$$

$$H(f) = \begin{cases} 1 & \text{pour} \quad 0 \le f < \frac{1-\alpha}{2T} \\ \frac{1 - \sin\left(\frac{\pi}{2\alpha}(2fT - 1)\right)}{2} & \text{pour} \quad \frac{1-\alpha}{2T} \le f \le \frac{1+\alpha}{2T} \\ 0 & \text{pour} \quad f > \frac{1+\alpha}{2T} \end{cases}$$

La sortie s(t) du filtre de mise en forme des impulsions modulera la porteuse.

3.6.2.4 *Amplitude des vecteurs d'erreur.* La valeur des vecteurs d'erreur du signal transmis sera inférieure à 6,5 % rms (1 sigma).

3.6.2.5 *Cadence de transmission.* Les symboles seront transmis à raison de 10 500 symb/s ±0,005 %, soit un débit nominal de 31 500 bit/s.

3.6.2.6 *Émissions dans les créneaux temporels non attribués.* Quel que soit le mode d'exploitation, l'écart entre la puissance d'émission autorisée et la puissance maximale mesurée au cours d'un quelconque créneau non attribué sur une largeur de bande de canal de 25 kHz centrée sur la fréquence attribuée ne dépassera pas –105 dBc.

Note.— La valeur de –105 dBc pourrait ne pas protéger la réception d'émissions effectuées dans un créneau attribué à un autre émetteur désiré lorsque les récepteurs sont situés à moins de 80 m de l'antenne d'émission non désirée.

3.6.3 STRUCTURE DES DONNÉES

3.6.3.1 *BASE DE TEMPS À L'ÉMISSION*

3.6.3.1.1 *Structure temporelle des données diffusées.* La structure temporelle AMRT reposera sur des trames et des créneaux temporels. Chaque trame aura une durée de 500 ms, et il y en aura deux par impulsion UTC de 1 s. La première commencera au début de cette impulsion et la deuxième, 0,5 s après. Chaque trame sera multiplexée par répartition dans le temps de façon à constituer 8 créneaux individuels (identifiés par les lettres A à H) de 62,5 ms chacun.

3.6.3.1.2 *Rafales.* Chaque créneau temporel attribué contiendra au plus une rafale de données. Pour lancer un créneau temporel, le GBAS diffusera une rafale dans ce créneau dans 5 trames consécutives. Pour chaque créneau utilisé, le sous-système sol diffusera une rafale dans au moins une des trames de chaque série de 5 trames consécutives.

Note 1.— Une rafale se compose d'un ou de plusieurs messages. Sa longueur peut varier, sans dépasser toutefois la taille maximale autorisée dans le créneau considéré (§ 3.6.3.2).

Note 2.— Pendant le lancement du créneau temporel, le récepteur embarqué peut ne pas recevoir les quatre premières rafales.

3.6.3.1.3 *Découpage temporel des rafales*

3.6.3.1.3.1 Chaque rafale sera émise dans un créneau de 62,5 ms.

3.6.3.1.3.2 La rafale commencera 95,2 µs après le début du créneau temporel, à ±95,2 µs près.

3.6.3.1.3.3 Dans le cas de l'équipement GBAS/E, la partie de la rafale servant à la synchronisation et à la levée de l'ambiguïté, transmise avec la composante à polarisation horizontale (HPOL), débutera au plus tard 10 µs après le début de la rafale transmise avec la composante à polarisation verticale (VPOL).

Note.— Le tableau B-124 précise les caractéristiques des éléments successifs des rafales.

3.6.3.1.4 *Montée en puissance et stabilisation de la puissance d'émission.* L'émetteur transmettra à 90 % de son niveau de puissance permanente au bout des 190,5 µs suivant le début de la rafale (2 symboles). Le régime permanent sera atteint 476,2 µs après le début de la rafale (5 symboles).

Note.— Le récepteur embarqué peut se servir de la phase de stabilisation de la puissance d'émission pour régler sa commande automatique de gain.

3.6.3.1.5 *Phase de baisse de la puissance.* Après transmission du dernier symbole du créneau temporel considéré, la puissance de sortie de l'émetteur diminuera en moins de 285,7 µs (3 symboles) d'au moins 30 dB par rapport au régime permanent.

3.6.3.2 *Structure et codage des rafales.* Chaque rafale se composera des éléments de données indiqués au tableau B-125. Le codage des messages se fera dans l'ordre suivant : mise en forme des données d'application, génération de la FEC de la séquence d'apprentissage, génération de la FEC des données d'application, embrouillage des bits.

3.6.3.2.1 *Synchronisation et levée de l'ambiguïté.* Le champ synchronisation et levée de l'ambiguïté se composera de la séquence de 48 bits ci-dessous, transmise en commençant par la droite :

010 001 111 101 111 110 001 100 011 101 100 000 011 110 010 000

3.6.3.3 *TENEUR DES DONNÉES EMBROUILLÉES*

3.6.3.3.1 *Identificateur de créneau de station (SSID).* L'identificateur de créneau de station (SSID) sera une valeur numérique correspondant à la lettre A à H du premier créneau temporel attribué au sous-système sol GBAS : 0 pour le créneau A, 1 pour le B, etc., 7 correspondant au créneau H. L'identificateur est transmis en commençant par le bit de poids faible.

Tableau B-124. Décomposition des rafales dans le temps

Événement	*Durée nominale*	*Pourcentage nominal de puissance en régime permanent*
Montée en puissance	190,5 µs	0 % à 90 %
Stabilisation de la puissance d'émission	285,7 µs	90 % à 100 %
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	1 523,8 µs	100 %
Transmission des données embrouillées	58 761,9 µs	100 %
Baisse de puissance	285,7 µs (Note 1)	100 % à 0 %

NOTES.—

1. *La durée indiquée pour l'événement « transmission des données embrouillées » correspond à une longueur maximale des données d'application de 1 776 bits, 2 bits de remplissage et la durée nominale des symboles.*
2. *Ces spécifications assurent un temps de garde de 1 259 µs permettant une portée de transmission dans un seul sens d'environ 370 km (200 NM).*
3. *Lorsque les rafales émises par une antenne GBAS peuvent être reçues à une distance de plus de 370 km (200 NM) au-delà de la portée d'une autre antenne d'émission employant le créneau adjacent suivant, il faut un temps de garde plus long pour éviter la perte des deux rafales. Pour allonger le temps de garde, il est nécessaire de limiter à 1 744 bits la longueur des données d'application de la première rafale. La différence dans les distances de propagation ainsi obtenue peut atteindre jusqu'à 692 km (372 NM) sans conflit.*

Tableau B-125. Éléments de données des rafales

Élément	*Teneur des données*	*Nombre de bits*
Début de rafale	tous les bits à 0	15
Stabilisation de la puissance		
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	§ 3.6.3.2.1	48
Données embrouillées :	§ 3.6.3.3	
identificateur de créneau de station (SSID)	§ 3.6.3.3.1	3
longueur de séquence transmise	§ 3.6.3.3.2	17
FEC de la séquence d'apprentissage	§ 3.6.3.3.3	5
données d'application	§ 3.6.3.3.4	jusqu'à 1 776
FEC des données d'application	§ 3.6.3.3.5	48
bits de remplissage (Note)	§ 3.6.2.2	0 à 2

Note.— L'embrouillage des bits de remplissage est optionnel (voir § 3.6.3.3.6).

3.6.3.3.2 *Longueur de séquence transmise.* Ce mot indique le nombre total de bits composant les données d'application et la FEC des données d'application. L'information est transmise en commençant par le bit de poids faible.

3.6.3.3.3 *FEC de la séquence d'apprentissage.* La FEC de la séquence d'apprentissage sera calculée à partir des champs SSID et longueur de transmission, au moyen d'un code en blocs (25, 20), conformément à l'équation suivante :

$$[P_1, ..., P_5] = [SSID_1, \ldots, SSID_3, TL_1, \ldots, TL_{17}]\ H^T$$

où :

P_n = n^e bit de la FEC de la séquence d'apprentissage (P_1 sera transmis en premier)
$SSID_n$ = n^e bit de l'identificateur de créneau de station ($SSID_1$ = LSB)
TL_n = n^e bit du mot longueur de séquence transmise (TL_1 = LSB)
H^T = transposée de la matrice de parité (voir ci-dessous) :

$$H^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T$$

Note.— Ce type de codage permet de corriger toutes les erreurs portant sur un seul bit et de détecter 75 des 300 erreurs sur deux bits possibles.

3.6.3.3.4 *Données d'application.* Les données d'application consisteront en un ou plusieurs blocs-messages (§ 3.6.3.4). Ces blocs seront mis en correspondance directe avec les données d'application, sans traitement supplémentaire des couches intermédiaires.

3.6.3.3.5 *FEC des données d'application.* La FEC des données d'application sera calculée à partir des données d'application au moyen d'un code de Reed-Solomon (RS) systématique de longueur fixe (255, 249).

3.6.3.3.5.1 La primitive de définition, p(x), du code RS sera la suivante :

$$p(x) = x^8 + x^7 + x^2 + x + 1$$

3.6.3.3.5.2 Le polynôme générateur du code RS, g(x), sera :

$$g(x) = \prod_{i=120}^{125} (x - \alpha^i) = x^6 + \alpha^{176}x^5 + \alpha^{186}x^4 + \alpha^{244}x^3 + \alpha^{176}x^2 + \alpha^{156}x + \alpha^{225}$$

où α est une racine de p(x) utilisée pour la construction du corps de Galois de taille 2^8, GF(256), et α^i est la i^e primitive de GF(256).

3.6.3.3.5.3 Lors de la génération de la FEC des données d'application, les données à coder, m(x), seront groupées en symboles RS de 8 bits. Tous les champs de données des blocs de message qui définissent les données d'application seront ordonnés conformément aux tableaux B-59 et B-60, et aux tableaux de messages figurant au § 3.6.6. Comme le code R-S est un code par bloc, les blocs de données d'application inférieurs à 249 octets (1 992 bits) seront portés à 249 octets par l'insertion de bits de remplissage virtuels mis à 0 et ajoutés à la suite des données d'application. Ces bits de remplissage virtuels ne seront pas transmis à l'embrouilleur de bits. Les données à coder, m(x), seront définies comme suit :

$$m(x) = a_{248}x^{248} + a_{247}x^{247} + ... + a_{248\text{-longueur}+1}\, x^{248\text{-longueur}+1} + a_{248\text{-longueur}}\, x^{248\text{-longueur}} + ... + a_1x + a_0$$

où :

« longueur » représente le nombre d'octets dans le bloc de données d'application ;

a_{248} représente l'identificateur de bloc-message (MBI), le bit de droite étant le bit de poids faible et le premier bit des données d'application étant transmis à l'embrouilleur de bits ;

$a_{248longueur+1}$ représente le dernier octet du CRC du bloc-message, le bit de gauche étant le bit de poids fort et le dernier bit des données d'application étant transmis à l'embrouilleur de bits ;

$a_{248longueur}$,..., a_1, a_0 sont les bits de remplissage virtuels (le cas échéant).

3.6.3.3.5.4 Les six symboles de contrôle RS(b_i) seront les coefficients du reste de la division du polynôme de message $x^6m(x)$ par le polynôme générateur g(x) :

$$b(x) = \sum_{i=0}^{5} b_i\, x^i + b_5x^5 + b_4x^4 + b_3x^3 + b_2x^2 + b_1x^1 + b_0 = [x^6m(x)] \bmod g(x)$$

3.6.3.3.5.5 Ces symboles de contrôle RS à 8 bits seront ajoutés à la suite des données d'application. Chaque symbole de contrôle RS à 8 bits sera transmis de b_0 à b_5 en commençant par le bit de poids fort, autrement dit, le premier bit de la FEC des données d'application transmis à l'embrouilleur sera le bit de poids fort b_0 et le dernier bit de la FEC transmis à l'embrouilleur sera le bit de poids faible b_5.

Note 1.— Ce code de R-S permet de corriger jusqu'à trois erreurs sur les symboles.

Note 2.— L'ordre des symboles de contrôle RS à 8 bits de la FEC des données d'application transmis est différent de celui de la VDL2. En outre, dans la VDL mode 2, les symboles de contrôle RS sont transmis en commençant par le bit de poids faible.

Note 3.— On trouvera au supplément D, § 7.15, des exemples de codage de FEC de données d'application.

Tableau B-126. Format des blocs-messages GBAS

Élément	*Bits*
En-tête de bloc	48
Message	jusqu'à 1 696
Code CRC	32

Tableau B-127. Format de l'entête de bloc-message

Champ de données	*Bits*
Identificateur de bloc-message	8
Identificateur GBAS	24
Identificateur de type de message	8
Longueur du message	8

3.6.3.3.6 *Embrouillage des bits*

3.6.3.3.6.1 La sortie d'un embrouilleur à pseudobruit composé d'un registre générateur de 15 étages sera mis en fonction OU exclusif avec les données de rafale débutant par le SSID et finissant par la FEC des données d'application. La valeur attribuée aux bits de remplissage et leur embrouillage sont facultatifs.

Note.— Les bits de remplissage ne sont pas utilisés par le récepteur embarqué et leur valeur n'a pas d'incidence sur le système.

3.6.3.3.6.2 Les prises du registre de l'embrouilleur appliqueront le polynôme $1 + x + x^{15}$. Le contenu du registre sera décalé à raison d'un décalage par bit. Son contenu initial (avant présentation du premier bit du SSID de chaque rafale) sera 1101 0010 1011 001, le bit le plus à gauche étant présenté au premier étage de l'embrouilleur. Le premier bit de sortie de l'embrouilleur sera échantillonné avant le premier décalage.

Note.— Un schéma de l'embrouilleur de bits figure dans le supplément D, § 7.4.

3.6.3.4 *Format des blocs-messages.* Chaque bloc-message se composera d'un en-tête, du message proprement dit et d'un code de contrôle de redondance cyclique (CRC) de 32 bits. Cette structure apparaît au tableau B-126. Tous les paramètres avec signe seront des nombres en complément à 2 et les autres des nombres non signés à virgule fixe. Les données seront conformes aux tableaux des messages figurant au § 3.6.6. Tous les champs de données des blocs seront transmis dans l'ordre dans ces tableaux, en commençant par le bit de poids faible.

Note.— Pour chaque représentation binaire, le bit de poids fort est à l'extrême-gauche et celui de poids faible, à l'extrême-droite.

3.6.3.4.1 *En-tête de bloc-message*. L'en-tête du bloc-message se composera d'un identificateur de bloc (MBI), d'un identificateur GBAS (ID), d'un identificateur de type de message et d'un indicateur de la longueur du message (voir tableau B-127).

Identificateur de bloc-message : mot de 8 bits indiquant à quelle fin le bloc-message GBAS peut être utilisé.

Codage : 1010 1010 = message GBAS normal
1111 1111 = message d'essai GBAS
Toutes les autres valeurs sont réservées.

Identificateur GBAS : mot de 4 caractères permettant de distinguer les sous-systèmes sol GBAS les uns des autres.

Codage : Chaque caractère est codé à l'aide des bits b_1 à b_6 de sa représentation en Alphabet international numéro 5 (IA5). Six bits sont transmis pour chaque caractère et le bit b_1 est transmis en premier. Ne sont utilisés que les lettres majuscules, les chiffres et l'« espace » IA5. Le caractère le plus à droite est transmis le premier ; dans le cas de l'identificateur GBAS de 3 caractères, il s'agira de l'« espace » IA5.

Note.— L'identificateur GBAS se confond normalement avec l'indicateur d'emplacement de l'aéroport le plus proche. L'attribution des identificateurs devra être coordonnée afin d'éviter les conflits.

Identificateur de type de message : étiquette numérique précisant la teneur du message (tableau B-128).

Longueur du message : nombre total d'octets ; comprend l'en-tête du bloc (6 octets), le message et le code CRC (4 octets).

3.6.3.4.2 *Code CRC (contrôle de redondance cyclique)*. Le code CRC des messages GBAS sera calculé conformément au § 3.9.

3.6.3.4.2.1 La longueur du code CRC sera k = 32 bits.

3.6.3.4.2.2 Le polynôme générateur du code CRC sera :

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

3.6.3.4.2.3 Le champ données CRC, M(x), sera formé comme suit :

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-i} + m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^0$$

3.6.3.4.2.4 M(x) sera formé à partir des 48 bits de l'en-tête de bloc-message GBAS et de tous les bits du message (dont la longueur est variable), exception faite du code CRC. L'ordre suivi sera celui dans lequel les bits sont transmis : m_1 correspondra au premier bit transmis de l'en-tête de bloc-message et m_n, au dernier des (n-48) bits.

3.6.3.4.2.5 Le code CRC sera ordonné de manière à ce que r_1 soit le premier bit transmis et r_{32}, le dernier.

3.6.4 Teneur des données

3.6.4.1 *Types de messages.* Les types de messages que pourra transmettre le GBAS sont indiqués au tableau B-128.

Tableau B-128. Messages de données VHF transmis par le GBAS

Identificateur de type de message	*Contenu du message*
0	(de réserve)
1	Corrections de pseudodistance
2	Données sur le GBAS
3	Message vide
4	Données de segment d'approche finale (FAS)
5	Disponibilité prévue des sources de mesure de distance
6	(réservé)
7	(réservé aux applications nationales)
8	(réservé aux fins d'essai)
9 – 10	(de réserve)
11	Corrections de pseudodistance – pseudodistances lissées sur 30 secondes
12 – 100	(de réserve)
101	Corrections de pseudodistance GRAS
102 – 255	(de réserve)

Note.— Voir § 3.6.6 pour les formats de message.

3.6.4.2 *MESSAGE DE TYPE 1 (CORRECTIONS DE PSEUDODISTANCE)*

3.6.4.2.1 Le message de type 1 contiendra les données de correction différentielle applicables aux sources de mesure de distance GNSS individuelles (tableau B-138). Le message se composera de trois parties :

a) caractéristiques du message (heure de validité, indicateur de deuxième message, nombre et type de mesures) ;

b) données à faible taux de mise à jour (paramètre de décorrélation des éphémérides, code CRC des éphémérides satellitaires et disponibilité des satellites) ;

c) blocs de mesures satellitaires.

Note 1.— La transmission des données à faible taux de mise à jour pour les sources de mesure du SBAS est facultative.

Note 2.— Tous les paramètres de ce type de message s'appliquent aux pseudodistances lissées par la porteuse sur 100 secondes.

3.6.4.2.2 Chaque message de type 1 contiendra le paramètre de décorrélation des éphémérides, le code CRC des éphémérides et les paramètres relatifs à la durée de disponibilité d'une source de mesure de distance satellitaire donnée. Ces informations s'appliqueront à la première source de mesure de distance indiquée dans le message.

3.6.4.2.3 Les paramètres de correction de pseudodistance seront les suivants :

Compte Z modifié : indication de l'instant d'entrée en vigueur de tous les paramètres du message.

Codage : le compteur Z modifié est réinitialisé toutes les heures (à xx h 00), puis vingt et quarante minutes après (à xx h 20 et xx h 40), en temps GPS.

Indicateur de deuxième message : indicateur précisant si, dans une trame, l'ensemble de blocs de mesures d'un type de mesure particulier figure dans un seul message de type 1 ou dans une paire de messages liée.

Codage :
- 0 = tous les blocs de mesures d'un type de mesure particulier se trouvent dans un seul message de type 1
- 1 = premier message d'une paire liée de messages de type 1 ; ensemble, les deux messages contiennent l'ensemble des blocs de mesures d'un type de mesure particulier
- 2 = de réserve
- 3 = second message d'une paire liée de messages de type 1 ; ensemble, les deux messages contiennent l'ensemble des blocs de mesures d'un type de mesure particulier

Note.— Lorsqu'une paire liée de messages de type 1 est utilisée pour un type de mesure particulier, le nombre de mesures et les données à faible taux de mise à jour sont calculés séparément pour chacun des deux messages.

Nombre de mesures : nombre de blocs de mesures contenus dans le message.

Type de mesure : type de signal de mesure de distance à partir duquel les corrections ont été calculées.

Codage :
- 0 = code C/A ou CSA L1
- 1 = réservé
- 2 = réservé
- 3 = réservé
- 4 à 7 = de réserve

Paramètre de décorrélation des éphémérides (P) : paramètre caractérisant l'incidence des erreurs résiduelles d'éphémérides dues à la décorrélation du premier bloc de mesures du message.

Dans le cas des satellites géostationnaires SBAS, le paramètre de décorrélation des éphémérides, s'il est transmis, sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Dans le cas des sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas le bloc de données supplémentaires 1 dans le message de type 2, le paramètre de décorrélation des éphémérides sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Code CRC des éphémérides : code CRC dérivé des éphémérides utilisées pour déterminer les corrections du premier bloc de mesures du message. Le code CRC des éphémérides des sources de mesure de distance de la ou des constellations satellitaires de base sera calculé conformément au § 3.9. La longueur du code CRC sera k = 16 bits. Le polynôme générateur du code CRC sera :

$$G(x) = x^{16} + x^{12} + x^{5} + 1$$

Le champ données CRC, M(x), pour un satellite donné, sera formé comme suit :

$$M(x)=\sum_{i=1}^{n} m_i\, x^{n-1} + m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^0$$

Dans le cas des satellites GPS, M(x) aura pour longueur n = 576 bits. M(x) sera calculé à l'aide des 24 premiers bits de chacun des mots 3 à 10 des sous-trames de données 1, 2 et 3 transmises par le satellite GPS, combinés par un ET logique au masque des éphémérides du satellite (tableau B-129). Les bits de chaque mot GPS seront disposés dans l'ordre inverse de celui dans lequel le satellite GPS les a transmis : m_1 correspondra au bit 68 de la sous-trame 1 et m_{576} correspondra au bit 287 de la sous-trame 3.

Note.— Dans le cas d'un satellite GPS, M(x) ne comprend pas le mot 1 (TLM) ou 2 (HOW) par lequel débute chaque sous-trame, ni les 6 bits de parité par lesquels se termine chaque mot.

Dans le cas des satellites GLONASS, M(x) aura pour longueur n = 340 bits. M(x) sera calculé à l'aide des chaînes 1, 2, 3 et 4 des données transmises par le satellite GLONASS, combinées par un ET logique au masque des éphémérides du satellite (tableau B-130). L'ordre de transmission des bits sera tel que m_1 correspondra au bit 85 de la chaîne 1 et m_{340} correspondra au bit 1 de la chaîne 4.

Dans le cas des satellites géostationnaires SBAS, le code CRC des éphémérides, s'il est transmis, sera codé sous forme de zéros.

Le code CRC sera transmis dans l'ordre r_9, r_{10}, r_{11}…., r_{16}, r_1, r_2, r_3…r_8, où r_i est le i^e coefficient du reste R(x) défini dans le § 3.9.

Durée de disponibilité de la source de mesure de distance : durée prévue de la période pendant laquelle les corrections applicables à la source de mesure de distance sont censées être disponibles, par rapport au compte Z modifié associé au premier bloc de mesures.

Codage : 1111 1110 = durée supérieure ou égale à 2 540 secondes
1111 1111 = prédiction de la durée de disponibilité non assurée par le sous-système sol

Tableau B-129. Masque des éphémérides des satellites GPS

Sous-trame 1 :	Octet 1	Octet 2	Octet 3		Octet 1	Octet 2	Octet 3
Mot 3	0000 0000	0000 0000	0000 0011	Mot 4	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Mot 5	0000 0000	0000 0000	0000 0000	Mot 6	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Mot 7	0000 0000	0000 0000	1111 1111	Mot 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100
Sous-trame 2 :	Octet 1	Octet 2	Octet 3		Octet 1	Octet 2	Octet 3
Mot 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 10	1111 1111	1111 1111	0000 0000
Sous-trame 3 :	Octet 1	Octet 2	Octet 3		Octet 1	Octet 2	Octet 3
Mot 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Mot 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Mot 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100

Tableau B-130. Masque des éphémérides des satellites GLONASS

Chaîne 1 : 0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000 Chaîne 2 : 0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000 Chaîne 3 : 0 0000 0111 1111 1111 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000 Chaîne 4 : 0 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1100 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000

3.6.4.2.4 Les paramètres relatifs aux blocs de mesures seront les suivants :

Identificateur de source de mesure de distance : code d'identification de la source à laquelle s'appliquent les blocs de mesures qui suivent.

Codage :	1 à 36	=	identificateurs de satellite GPS (PRN)
	37	=	réservé
	38 à 61	=	identificateurs de satellite GLONASS (numéro de position du satellite plus 37)
	62 à 119	=	de réserve
	120 à 158	=	identificateurs de satellite SBAS (PRN)
	159 à 255	=	de réserve

Identification des données (IOD) : paramètre associé aux éphémérides utilisées pour déterminer les corrections de pseudodistance et de taux de variation de distance.

Codage :	(GPS) IOD	=	paramètre IODE du GPS (§ 3.1.1.3.2.2)
	(GLONASS) IOD	=	paramètre t_b du GLONASS (§ 3.2.1.3.1)
	(SBAS) IOD	=	1111 1111

Note.— Pour le GLONASS, insérer 0 dans le MSB de l'IOD.

Correction de pseudodistance (PRC) : donnée de correction applicable à la pseudodistance de la source de mesure de distance.

Taux de correction de distance (RRC) : taux de variation de la correction de pseudodistance.

σ_{pr_gnd} : écart type de la distribution normale associée à la contribution des signaux radioélectriques à l'erreur de pseudodistance au point de référence GBAS (§ 3.6.5.5.1, 3.6.5.5.2 et 3.6.7.2.2.4).

Codage 1111 1111 = correction de source de mesure de distance non valide.

B_1 à B_4 : paramètres d'intégrité associés aux corrections de pseudodistance contenues dans le même bloc de mesures. Dans le cas de la i^e^ source de mesure de distance, il s'agit des paramètres $B_{i,1}$ à $B_{i,4}$ (§ 3.6.5.5.1.2, 3.6.5.5.2.2 et 3.6.7.2.2.4). Durant une opération continue, les indices 1 à 4 correspondent au même récepteur de référence physique pour chaque époque transmise par un sous-système sol donné, avec l'exception suivante : le récepteur de référence physique lié à l'un quelconque des indices 1 à 4 peut être remplacé par un autre récepteur de référence physique (y compris un récepteur précédemment retiré) qui n'a pas été utilisé dans une transmission au cours des 5 minutes précédentes.

Codage : 1000 0000 = le récepteur de référence n'a pas été utilisé pour calculer la correction de pseudodistance.

Note 1.— Un récepteur de référence physique est un récepteur avec une antenne située à un emplacement fixe.

Note 2.— Certaines intégrations inertielles de bord peuvent escompter une correspondance largement statique entre les récepteurs de référence et les indices. Voir le document DO-253D, appendice L, de la RTCA.

3.6.4.3 *Message de type 2 (données sur le GBAS)*. Le message de type 2 indiquera l'emplacement du point de référence GBAS auquel s'appliquent les corrections fournies par le GBAS et contiendra d'autres données se rapportant au GBAS (tableau B-69). Les paramètres correspondants seront les suivants :

Note.— Des blocs de données supplémentaires peuvent être inclus dans le message de type 2. Les blocs de données supplémentaires 1 et 2 sont définis. D'autres blocs de données supplémentaires pourront être définis plus tard. Les blocs de données 2 à 255 sont de longueur variable et peuvent être ajoutés dans n'importe quel ordre à la fin du message après le bloc de données supplémentaires 1.

Récepteurs GBAS de référence : nombre de récepteurs GNSS de référence installés dans le sous-système sol GBAS considéré.

Codage :
- 0 = GBAS comprenant 2 récepteurs de référence
- 1 = GBAS comprenant 3 récepteurs de référence
- 2 = GBAS comprenant 4 récepteurs de référence
- 3 = le nombre de récepteurs GNSS de référence installés dans le sous-système sol GBAS considéré n'est pas applicable

Code alphabétique de précision au sol : lettre indiquant la précision minimale assurée par le GBAS pour la transmission des signaux (§ 3.6.7.1.1).

Codage :
- 0 = code de précision A
- 1 = code de précision B
- 2 = code de précision C
- 3 = de réserve

Indicateur GBAS de continuité-intégrité (GCID) : code numérique précisant l'état de fonctionnement GBAS.

Codage :
- 0 = de réserve
- 1 = GCID 1
- 2 = GCID 2
- 3 = GCID 3
- 4 = GCID 4
- 5 = de réserve
- 6 = de réserve
- 7 = pas en état de fonctionnement

Note 1.— Les valeurs 3 et 4 sont spécifiées afin d'assurer la compatibilité des équipements avec les GBAS futurs.

Note 2.— La valeur 7 du GCID indique que tous les services d'approche pris en charge par l'installation sol sont indisponibles.

Déclinaison magnétique : déclinaison magnétique publiée du point de référence GBAS.

Codage : Valeur positive = déclinaison est (mesurée dans le sens des aiguilles d'une montre depuis le nord vrai)
Valeur négative = déclinaison ouest (mesurée dans le sens inverse des aiguilles d'une montre depuis le nord vrai)
100 0000 0000 = les procédures d'approche de précision publiées prises en charge par ce GBAS ont pour base le relèvement vrai.

Note.— La déclinaison magnétique est choisie pour être conforme à la conception des procédures ; elle est mise à jour pendant les années d'actualisation du modèle géomagnétique.

$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$ *:* écart type d'une distribution normale associée à l'incertitude ionosphérique résiduelle due à la décorrélation spatiale (§ 3.6.5.4).

Indice de réfraction (N_r) : indice nominal de réfraction troposphérique utilisé pour déterminer la correction troposphérique associée au sous-système sol GBAS (§ 3.6.5.3).

Codage : Ce champ est codé en complément à 2 avec un décalage de +400. Une valeur de zéro dans ce champ signifie un indice de réfraction de 400.

Hauteur d'échelle (h_0) : facteur utilisé pour déterminer la correction troposphérique et l'incertitude troposphérique résiduelle associée au sous-système sol GBAS (§ 3.6.5.3).

Coefficient d'incertitude de réfraction (σ_n) : écart type de la distribution normale associée à l'incertitude troposphérique résiduelle (§ 3.6.5.3).

Latitude : latitude du point de référence GBAS, en secondes d'arc.

Codage : Valeur positive = latitude nord
Valeur négative = latitude sud

Longitude : longitude du point de référence GBAS, en secondes d'arc.

Codage : Valeur positive = longitude est
Valeur négative = longitude ouest

Hauteur du point de référence : hauteur du point de référence GBAS par rapport à l'ellipsoïde WGS-84.

3.6.4.3.1 *Paramètres du bloc de données supplémentaires 1*. Les paramètres du bloc de données supplémentaires 1 seront les suivants :

Sélecteur de données de la station de référence (RSDS) : identificateur numérique servant à sélectionner le sous-système sol GBAS.

Note.— Ce RSDS est différent de tous les autres RSDS et de tous les sélecteurs de données de trajectoire de référence (RPDS) diffusés sur la même fréquence par chaque sous-système sol GBAS à l'intérieur de la région de diffusion.

Codage : 1111 1111 = service de localisation GBAS non assuré

Distance utile maximale (D_{max}) : distance maximale (distance oblique) depuis le point de référence GBAS à l'intérieur de laquelle l'élément embarqué applique des corrections de pseudodistance.

Note.— Ce paramètre n'indique pas la distance à l'intérieur de laquelle les spécifications relatives à l'intensité du champ de diffusion des données VHF sont respectées.

Codage : 0 = aucune limite de distance

Paramètre de détection manquée des éphémérides GPS, service de localisation GBAS ($K_{md\_e\_POS,GPS}$) : multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, étant posé qu'il y a une erreur d'éphémérides dans un satellite GPS, et servant à calculer la limite d'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour le service de localisation GBAS.

Dans les sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas de corrections pour les sources de mesure de distance GPS ou qui n'assurent pas le service de localisation GBAS, ce paramètre sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Paramètre de détection manquée des éphémérides GPS, types de services d'approche GBAS A, B et C ($K_{md\_e,\_GPS}$) : multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, étant posé qu'il y a une erreur d'éphémérides dans un satellite GPS, et servant à calculer la limite d'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour les types de services d'approche GBAS, A, B et C.

Dans les sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas de corrections pour les sources de mesure de distance GPS, ce paramètre sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Paramètre de détection manquée des éphémérides GLONASS, service de localisation GBAS ($K_{md\_e,\_POS,GLONASS}$) : multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, étant posé qu'il y a une erreur d'éphémérides dans un satellite GLONASS, et servant à calculer la limite d'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour le service de localisation GBAS.

Dans les sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas de corrections pour les sources de mesure de distance GLONASS ou qui n'assurent pas le service de localisation, ce paramètre sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Paramètre de détection manquée des éphémérides GLONASS, types de services d'approche GBAS A, B et C ($K_{md\_e,\_GLONASS}$) : multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, étant posé qu'il y a une erreur d'éphémérides dans un satellite GLONASS, et servant à calculer la limite d'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour les types de services d'approche GBAS, A, B et C.

Dans les sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas de corrections pour les sources de mesure de distance GLONASS, ce paramètre sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

3.6.4.3.2 *Blocs de données supplémentaires*. Les paramètres de chacun des blocs de données supplémentaires autres que le bloc de données supplémentaires 1 seront les suivants :

Longueur du bloc de données supplémentaires : nombre d'octets du bloc de données supplémentaires, y compris les champs longueur du bloc de données supplémentaires et numéro du bloc de données supplémentaires.

Numéro du bloc de données supplémentaires : identificateur numérique du type du bloc de données supplémentaires.

Codage :	0 et 1	=	réservé
	2	=	bloc de données supplémentaires 2, stations émettrices GRAS
	3	=	bloc de données supplémentaires 3, paramètres du GAST D
	4	=	bloc de données supplémentaires 4, paramètres d'authentification VDB
	5 à 255	=	de réserve

Paramètres des données supplémentaires : ensemble de données défini conformément au numéro du bloc de données supplémentaires.

3.6.4.3.2.1 *Stations émettrices GRAS*

Les paramètres du bloc de données supplémentaires 2 incluront des données sur une ou plusieurs stations émettrices, comme suit (tableau B-131) :

Numéro de canal : numéro de canal (défini au § 3.6.5.7) associé à une station émettrice GBAS.

Note.— Dans ce champ, le numéro de canal renvoie à une fréquence et à un RSDS.

Δ*Latitude* : écart de latitude d'une station émettrice GBAS, mesuré à partir de la latitude indiquée par le paramètre latitude d'un message de type 2.

Codage : Valeur positive = station émettrice GBAS au nord du point de référence GBAS
Valeur négative = station émettrice GBAS au sud du point de référence GBAS

Δ*Longitude* : écart de longitude d'une station émettrice GBAS, mesuré à partir de la longitude indiquée par le paramètre longitude d'un message de type 2.

Codage : Valeur positive = station émettrice GBAS à l'est du point de référence GBAS
Valeur négative = station émettrice GBAS à l'ouest du point de référence GBAS

Note.— Le supplément D, § 7.17, contient des éléments indicatifs sur le bloc de données supplémentaires 2.

3.6.4.3.2.2 *Paramètres du GAST D*

Les paramètres du bloc de données supplémentaires 3 comprendront les paramètres (tableau B-132) à utiliser lorsque le type de service actif est GAST D, comme suit :

Kmd_e_D,GLONASS ($K_{md\_e\_D,GLONASS}$) *:* multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, étant posé qu'il y a une erreur d'éphémérides dans un satellite GLONASS, et servant à calculer la limite d'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour le GAST D. Dans les sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas de corrections pour les sources de mesure de distance GLONASS, ce paramètre sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Tableau B-131. Données sur les stations émettrices GRAS

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Numéro de canal	16	20 001 à 39 999	1
ΔLatitude	8	±25,4°	0,2°
ΔLongitude	8	±25,4°	0,2°

Tableau B-132. Paramètres GAST D du bloc de données supplémentaires 3

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
$K_{md\_e\_D,GPS}$	8	0 – 12,75	0,05
$K_{md\_e\_D,GLONASS}$	8	0 – 12,75	0,05
$\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$	8	$0 – 25,5 \times 10^{-6}$ m/m	$0,1 \times 10^{-6}$ m/m
Y_{EIG}	5	0 – 3,0 m	0,1
M_{EIG}	3	0 – 0,7 m/km	0,1

Note.— Ce paramètre, Kmd_e_D,GLONASS, peut être différent du paramètre de décorrélation des éphémérides Kmd_e_GLONASS fourni dans le bloc de données supplémentaires 1 du message de type 2. Le supplément D, § 7.5.6.1.2 et 7.5.6.1.3, contient des renseignements supplémentaires sur la différence entre ces paramètres.

Kmd_e_D,GPS ($K_{md\_e\_D,GPS}$) : multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, étant posé qu'il y a une erreur d'éphémérides dans un satellite GPS, et servant à calculer la limite d'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour le GAST D. Dans les sous-systèmes sol GBAS qui ne diffusent pas de corrections pour les sources de mesure de distance GPS, ce paramètre sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

Note.— Ce paramètre, Kmd_e_D,GPS, peut être différent du paramètre de décorrélation des éphémérides Kmd_e_GPS fourni dans le bloc de données supplémentaire 1 du message de type 2. Le supplément D, § 7.5.6.1.2 et 7.5.6.1.3, contient des renseignements supplémentaires sur la différence entre ces paramètres.

Sigma_vert_iono_gradient_D ($\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$) : écart type d'une distribution normale associée à l'incertitude ionosphérique résiduelle due à la décorrélation spatiale. Ce paramètre est utilisé par l'équipement embarqué lorsque son type de service d'approche actif est D.

Note.— Ce paramètre, Sigma_vert_iono_gradient_D, peut être différent du paramètre de décorrélation ionosphérique des éphémérides Sigma_vert_iono_gradient fourni dans le message de type 2. Le supplément D, § 7.5.6.1.2 et 7.5.6.1.3, contient des renseignements supplémentaires sur la différence entre ces paramètres.

Y_{EIG} : valeur maximale de E_{IG} à la distance zéro du point de référence GBAS. Ce paramètre est utilisé par l'équipement embarqué lorsque son type de service d'approche actif est D.

M_{EIG} : pente de l'E_{IG} maximale par rapport à la distance du point de référence GBAS. Ce paramètre est utilisé par l'équipement embarqué lorsque son type de service d'approche actif est D.

3.6.4.3.2.3 *Paramètres d'authentification VDB*

Le bloc de données supplémentaires 4 comprend des informations nécessaires à la prise en charge des protocoles d'authentification VDB (tableau B-133).

Définition du groupe de créneaux : Ce champ de 8 bits indique les créneaux qui ont été assignés à la station sol parmi les 8 créneaux A à H. Le champ est transmis en commençant par le bit de plus faible poids (LSB). Le LSB correspond au créneau A, le suivant au créneau B, et ainsi de suite. Lorsqu'il est mis à « 1 », le bit correspondant au créneau A signifie que ce créneau est assigné à la station sol. Lorsqu'il est mis à « 0 », il signifie que le créneau n'est pas assigné à la station sol.

Tableau B-133. Paramètres d'authentification VDB

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Définition du groupe de créneaux	8	—	—

3.6.4.4 *MESSAGE DE TYPE 3 – MESSAGE VIDE*

3.6.4.4.1 Le message de type 3 est un « message vide » de longueur variable, prévu pour être utilisé par les sous-systèmes sol qui prennent en charge les protocoles d'authentification (voir § 3.6.7.4).

3.6.4.4.2 Les paramètres du message de type 3 seront les suivants :

Information de remplissage : suite de bits alternant entre « 0 » et « 1 », dont la longueur en octets est inférieure de 10 à la valeur figurant dans le champ longueur de message de l'en-tête du message.

3.6.4.5 *Message de type 4 (segment d'approche finale ou FAS)*. Le message de type 4 contiendra un ou plusieurs ensembles de données FAS dont chacun correspond à un type d'approche de précision donné (tableau B-143). Chaque ensemble de données sera constitué comme suit :

Longueur de l'ensemble de données : nombre d'octets dont se compose l'ensemble de données. L'ensemble de données comprend le champ longueur de l'ensemble de données et le bloc de données FAS correspondant, ainsi que les champs seuil d'alarme vertical FAS (FASVAL)/état d'approche et seuil d'alarme latéral FAS (FASVAL)/état d'approche.

Bloc de données FAS : ensemble de paramètres permettant d'identifier une approche et de définir la trajectoire associée.

Codage : Voir § 3.6.4.5.1 et tableau B-134.

Note.— Le supplément D, § 7.11, contient des éléments indicatifs sur la définition des trajectoires FAS.

FASVAL/état d'approche : valeur du paramètre FASVAL indiquée au § 3.6.5.6.

Codage : 1111 1111 = ne pas utiliser les écarts verticaux.

Note.— La plage de valeurs et la résolution du paramètre FASVAL sont fonction de l'indicateur de performance d'approche figurant dans le bloc de données FAS correspondant.

FASLAL/état d'approche : valeur du paramètre FASLAL indiquée au § 3.6.5.6.

Codage : 1111 1111 = ne pas utiliser cette approche

Note.— Les Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs (PANS-OPS) *(Doc 8168), volume II, spécifient les conventions à utiliser par les concepteurs de procédures lorsqu'ils appliquent les définitions et codages des blocs de données FAS ci-dessous pour coder les procédures.*

3.6.4.5.1 *Bloc de données FAS.* Le bloc de données FAS contiendra les paramètres qui définissent une approche GAST A, B, C ou D donnée. La trajectoire du segment d'approche finale (FAS) est une ligne dans l'espace définie par le point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP), le point d'alignement de la trajectoire de vol (FPAP), la hauteur de franchissement du seuil (TCH) et l'angle de site de l'alignement de descente (GPA). Le plan horizontal local de l'approche est un plan perpendiculaire à la verticale locale passant par le point LTP/FTP (c'est-à-dire tangent à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/FTP). La verticale locale de l'approche est normale par rapport à l'ellipsoïde WGS-84 au point

LTP/FTP. Le point d'interception de l'alignement de descente (GPIP) est le point d'intersection de la trajectoire d'approche finale et du plan horizontal local. Ces paramètres seront les suivants :

Type d'opération : procédure d'approche en ligne droite ou autres types d'opération.

Codage : 0 = procédure d'approche en ligne droite
1 à 15 = de réserve

Note.— Les procédures décalées sont des approches en ligne droite et sont codées « 0 ».

Identificateur de fournisseur de services SBAS : désigne le fournisseur de services associé au bloc de données FAS.

Codage : Voir tableau B-65.
14 = bloc de données FAS utilisable seulement avec le GBAS
15 = bloc de données FAS utilisable avec n'importe quel fournisseur de services SBAS

Note.— Ce paramètre n'est pas utilisé pour les approches effectuées à l'aide des corrections de pseudodistance GBAS ou GRAS.

Tableau B-134. Bloc de données de segment d'approche finale (FAS)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Type d'opération	4	0 à 15	1
Identificateur de fournisseur de services SBAS	4	0 à 15	1
Identificateur d'aéroport	32	—	—
Numéro de piste	6	1 à 36	1
Lettre de piste	2	—	—
Indicateur de performance d'approche	3	0 à 7	1
Indicateur de route	5	—	—
Sélecteur de données de trajectoire de référence	8	0 à 48	1
Identificateur de trajectoire de référence	32	—	—
Latitude LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc
Longitude LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc
Hauteur LTP/FTP	16	–512,0 à 6 041,5 m	0,1 m
ΔLatitude FPAP	24	±1,0°	0,0005 seconde d'arc
ΔLongitude FPAP	24	±1,0°	0,0005 seconde d'arc
TCH à l'approche (Note 2)	15	0 à 1 638,35 m ou 0 à 3 276,7 ft	0,05 m ou 0,1 ft
Indicateur d'unité TCH	1	—	—
GPA	16	0 à 90,0°	0,01°
Largeur de radioalignement	8	80 à 143,75 m	0,25 m
ΔÉcart longitudinal	8	0 à 2 032 m	8 m
Code CRC du segment d'approche finale	32	—	—

Note.— La donnée peut être exprimée en pieds ou en mètres, tout dépendant de l'indicateur d'unité TCH.

Identificateur d'aéroport : code de trois ou quatre lettres attribué à l'aérodrome considéré.

Codage : Chaque caractère est codé à l'aide des bits b_1 à b_6 de sa représentation en Alphabet international numéro 5 (IA5). Le bit b_1 de chaque caractère est transmis en premier et deux bits 0 sont ajoutés à la suite de b_6 de sorte que 8 bits sont transmis pour chaque caractère. Ne sont utilisés que les lettres majuscules, les chiffres et l'« espace » IA5. Le caractère le plus à droite est transmis le premier ; dans le cas de l'identificateur d'aéroport de 3 caractères, il s'agira de l'« espace » IA5.

Numéro de piste : numéro de la piste d'approche.

Codage : 1 à 36 = numéro de piste

Note.— Pour les opérations aux hélistations et vers un point dans l'espace, la valeur du numéro de piste correspond au nombre entier le plus proche du dixième de la valeur de l'alignement d'approche finale, sauf si ce nombre est zéro, auquel cas, le numéro de piste est 36.

Lettre de piste : lettre permettant, le cas échéant, de distinguer les pistes parallèles.

Codage : 0 = (pas de lettre)
1 = R (piste de droite)
2 = C (piste centrale)
3 = L (piste de gauche)

Indicateur de performance d'approche : caractéristiques générales du type d'approche.

Codage :	0	=	approche GAST A ou B
	1	=	GAST C
	2	=	GAST C et GAST D
	3	=	GAST C, GAST D et un type de service d'approche supplémentaire à définir dans l'avenir
	4	=	GAST C, GAST D et deux types de services d'approche supplémentaires à définir dans l'avenir
	5 à 7	=	de réserve

Note.— Certains équipements embarqués conçus pour les performances de catégorie I sont insensibles à la valeur de l'indicateur de performance d'approche (APD). Il est prévu que l'équipement embarqué conçu pour les performances de catégorie I accepte comme valides au moins les valeurs 1 à 4 de l'APD en vue de la prise en charge future de types de performances plus élevés en utilisant le même bloc de données FAS.

Indicateur de route : lettre permettant de distinguer les diverses approches s'appliquant à une même extrémité de piste.

Codage : Cet indicateur d'une lettre est codé à l'aide des bits b_1 à b_5 de sa représentation en IA5. Le bit b_1 est transmis en premier. Ne sont utilisés que les lettres majuscules (à l'exception de I et O) et l'espace IA5.

Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS) : identificateur numérique permettant de sélectionner le bloc de données FAS (c'est-à-dire l'approche voulue).

Note.— Le RPDS d'un bloc de données FAS est différent de tous les autres RPDS et de tous les sélecteurs de données de station de référence (RSDS) diffusés sur la même fréquence par chaque GBAS à l'intérieur de la région de diffusion.

Identificateur de trajectoire de référence (RPI) : code de trois ou quatre caractères alphanumériques permettant de désigner sans ambiguïté la trajectoire de référence.

Codage : Chaque caractère est codé à l'aide des bits b_1 à b_6 de sa représentation en Alphabet international numéro 5 (IA5). Le bit b_1 de chaque caractère est transmis en premier et deux bits 0 sont ajoutés à la suite de b_6 de sorte que 8 bits sont transmis pour chaque caractère. Ne sont utilisés que les lettres majuscules, les chiffres et l'« espace » IA5. Le caractère le plus à droite est transmis le premier ; dans le cas de l'identificateur de trajectoire de référence à 3 caractères, il s'agira de l'« espace » IA5.

Note.— Le point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP) est le point au-dessus duquel passe la trajectoire FAS à une hauteur relative déterminée par la TCH. Le point LTP se situe normalement à l'intersection du seuil et de l'axe de la piste.

Latitude LTP/FTP : latitude du point LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : Valeur positive = latitude nord
Valeur négative = latitude sud

Longitude LTP/FTP : longitude du point LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : Valeur positive = longitude est
Valeur négative = longitude ouest

Hauteur LTP/FTP : hauteur du point LTP/FTP au-dessus de l'ellipsoïde WGS-84.

Codage Ce champ est codé sous la forme d'un nombre non signé à virgule fixe présentant un écart par rapport à l'origine de −512 (mètres). La valeur 0 correspond à un point LTP/FTP situé à 512 m au-dessous de l'ellipsoïde terrestre.

Note.— Le FPAP est un point situé à la même hauteur que le point LTP/FTP et est utilisé pour définir l'alignement de l'approche. Le point à partir duquel sont mesurés les écarts angulaires dans le sens latéral est à 305 m (1 000 ft) au-delà du point FPAP, sur la composante latérale de la trajectoire FAS. Dans le cas d'une approche dans l'axe de la piste, le point FPAP se situe à l'extrémité de la piste ou au-delà.

Latitude ΔFPAP : écart de latitude entre les points FPAP et LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : Valeur positive = point FPAP au nord du point LTP/FTP
Valeur négative = point FPAP au sud du point LTP/FTP

Longitude ΔFPAP : écart de longitude entre les points FPAP et LTP/FTP, en secondes d'arc.

Codage : Valeur positive = point FPAP à l'est du point LTP/FTP
Valeur négative = point FPAP à l'ouest du point LTP/FTP

TCH à l'approche : hauteur de la trajectoire FAS par rapport au point LTP/FTP (en pieds ou en mètres, selon l'indicateur d'unité TCH).

Indicateur d'unité TCH : donnée précisant l'unité dans laquelle est exprimée la hauteur TCH.

Codage : 0 = en pieds
1 = en mètres

Angle de site de l'alignement de descente (GPA) : angle formé par la trajectoire FAS et le plan horizontal tangent à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/FTP.

Largeur de radioalignement : écart latéral par rapport à la trajectoire FAS, mesuré au point LTP/FTP auquel l'indicateur de déviation de cap atteint une déviation maximale.

Codage : Ce champ est codé sous la forme d'un nombre non signé à virgule fixe présentant un écart de 80 (mètres) par rapport à l'origine. La valeur 0 correspond à une largeur de radioalignement de 80 m au point LTP/FTP.

Δ*Écart longitudinal :* distance séparant le point FPAP de l'extrémité de la piste.

Codage : 1111 1111 = donnée non fournie

Code CRC du segment d'approche finale : code CRC de 32 bits ajouté à la suite de chaque bloc de données FAS afin d'assurer l'intégrité des données d'approche. Le code CRC du segment d'approche finale sera calculé conformément au § 3.9. La longueur du code CRC sera k = 32 bits.

Le polynôme générateur du code CRC sera :

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

Le champ données CRC, M(x), sera formé comme suit :

$$M(x) = \sum_{i=1}^{272} m_i\, x^{272-i} = m_1 x^{271} + m_2 x^{270} + \ldots + m_{272} x^{0}$$

M(x) sera formé à partir de tous les bits du bloc de données FAS considéré, à l'exception du code CRC. Les bits seront disposés dans le même ordre que celui dans lequel ils ont été transmis : m_1 correspondra au bit de poids faible du champ type d'opération et m_{272}, au bit de poids fort du champ ΔÉcart longitudinal. Le code CRC sera ordonné de manière à ce que r_1 soit le bit de poids faible et r_{32}, le bit de poids fort.

3.6.4.6 *Message de type 5 (disponibilité prévue des sources de mesure de distance).* S'il est utilisé, le message de type 5 contiendra des données relatives à la disparition ou à l'apparition des sources de mesure de distance visibles ou sur le point de l'être. Les paramètres relatifs à la disponibilité prévue des sources de mesure de distance seront les suivants :

Compte Z modifié : paramètre indiquant l'instant d'entrée en vigueur des paramètres contenus dans le message.

Codage : comme pour le champ compte Z modifié du message de type 1 (§ 3.6.4.2)

Nombre de sources concernées : nombre de sources pour lesquelles sont fournis des paramètres de disponibilité applicables à toutes les approches.

Codage : 0 = contraintes s'appliquant aux seules approches avec obstacles spécifiées
1 à 31 = nombre de sources de mesure de distance concernées

Identificateur de source de mesure de distance : comme pour le message de type 1 (§ 3.6.4.2).

Analyse de la disponibilité de la source : paramètre indiquant si la source de mesure de distance va devenir disponible ou cesser de l'être.

Codage : 0 = les corrections différentielles vont bientôt cesser d'être fournies pour la source de mesure de distance considérée
1 = les corrections différentielles vont bientôt commencer à être fournies pour la source de mesure de distance considérée

Durée de disponibilité de la source : valeur minimale de la durée de disponibilité prévue de la source de mesure de distance, par rapport au compte Z modifié.

Codage : 111 1111 = durée supérieure ou égale à 1 270 secondes

Nombre d'approches avec obstacles : nombre d'approches pour lesquelles les corrections seront réduites du fait du masquage de la constellation.

Sélecteur de données de trajectoire de référence : indicateur du bloc de données FAS auquel s'appliquent les paramètres de disponibilité de la source (§ 3.6.4.5.1).

Nombre de sources concernées pour cette approche : nombre de sources pour lesquelles est indiquée la durée de disponibilité ne concernant que l'approche considérée.

3.6.4.7 *MESSAGE DE TYPE 6*

Note.— Le message de type 6 sera utilisé ultérieurement pour fournir les données requises par les approches de précision de catégorie II ou III.

3.6.4.8 *MESSAGE DE TYPE 7*

Note.— Le message de type 7 est réservé aux applications nationales.

3.6.4.9 *MESSAGE DE TYPE 8*

Note.— Le message de type 8 est réservé aux essais effectués au niveau local ou régional.

3.6.4.10 *MESSAGE DE TYPE 101 – CORRECTIONS DE PSEUDODISTANCE GRAS*

3.6.4.10.1 Le message de type 101 contiendra les données de correction différentielle applicables aux sources de mesure de distance GNSS individuelles (tableau B-139). Le message se composera de trois parties :

a) caractéristiques du message (heure de validité, indicateur de deuxième message, nombre et type de mesures) ;

b) données à faible fréquence de mise à jour (paramètre de décorrélation des éphémérides, code CRC des éphémérides satellitaires et disponibilité des satellites) ;

c) blocs de mesures satellitaires.

Note.— Tous les paramètres de ce message s'appliquent aux pseudodistances lissées par la porteuse sur 100 secondes.

3.6.4.10.2 Chaque message de type 101 contiendra le paramètre de décorrélation des éphémérides, le code CRC des éphémérides et les paramètres relatifs à la durée de disponibilité d'une source de mesure de distance satellitaire donnée. Ces informations s'appliqueront à la première source de mesure de distance indiquée dans le message.

3.6.4.10.3 Les paramètres de correction de pseudodistance seront les suivants :

Compte Z modifié : défini au § 3.6.4.2.3.

Indicateur de deuxième message : même définition qu'au § 3.6.4.2.3, mais applicable aux messages de type 101.

Nombre de mesures : défini au § 3.6.4.2.3.

Type de mesure : défini au § 3.6.4.2.3.

Paramètre de décorrélation des éphémérides (P) : défini au § 3.6.4.2.3.

Code CRC des éphémérides : défini au § 3.6.4.2.3.

Durée de disponibilité de la source de mesure de distance : défini au § 3.6.4.2.3.

Nombre de paramètres B : indication de la présence des paramètres B dans le bloc de mesures correspondant à chaque source de mesure de distance.

Codage : 0 = paramètres B non inclus
1 = 4 paramètres B par bloc de mesures

3.6.4.10.4 Les paramètres relatifs aux blocs de mesures seront les suivants :

Identificateur de source de mesure de distance : défini au § 3.6.4.2.4.

Identification des données (IOD) : défini au § 3.6.4.2.4.

Correction de pseudodistance (PRC) : défini au § 3.6.4.2.4.

Taux de correction de distance (RRC) : défini au § 3.6.4.2.4.

σ_{pr_gnd} *:* même définition qu'au § 3.6.4.2.4, sauf pour la plage de valeurs et la résolution.

B1 à B4 : défini au § 3.6.4.2.4.

Note.— L'inclusion des paramètres B dans le bloc de mesures est facultative pour les messages de type 101.

3.6.4.11 *MESSAGE DE TYPE 11 – CORRECTIONS DE PSEUDODISTANCE – PSEUDODISTANCES LISSÉES SUR 30 SECONDES*

3.6.4.11.1 Le message de type 11 contiendra les données de correction différentielle applicables aux sources de mesure de distance GNSS individuelles (tableau B-140), avec lissage de 30 secondes par la porteuse. Le message se composera de trois parties :

a) caractéristiques du message (heure de validité, indicateur de deuxième message, nombre et type de mesures) ;

b) données à faible taux de mise à jour (paramètre de décorrélation des éphémérides) ;

c) blocs de mesures satellitaires.

Note.— La transmission des données à faible taux de mise à jour pour les sources de mesure du SBAS est facultative.

3.6.4.11.2 Chaque message de type 11 contiendra le paramètre de décorrélation des éphémérides pour une source de mesure de distance satellitaire donnée. Le paramètre de décorrélation des éphémérides s'appliquera à la première source de mesure de distance indiquée dans le message.

Note.— Le code CRC des éphémérides et les paramètres relatifs à la durée de disponibilité ne sont pas inclus dans le message de type 11 car ils sont fournis dans le message de type 1.

3.6.4.11.3 Les paramètres de correction de pseudodistance pour le message de type 11 seront les suivants :

Compte Z modifié : défini au § 3.6.4.2.3.

Indicateur de deuxième message : indicateur précisant si, dans une trame, l'ensemble de blocs de mesures d'un type de mesure particulier figure dans un seul message de type 11 ou dans une paire de messages liée.

Codage : 0 = tous les blocs de mesures d'un type de mesure particulier se trouvent dans un seul message de type 11.
1 = premier message d'une paire liée de messages de type 11 ; ensemble, les deux messages contiennent l'ensemble des blocs de mesures d'un type de mesure particulier.
2 = de réserve
3 = second message d'une paire liée de messages de type 11 ; ensemble, les deux messages contiennent l'ensemble des blocs de mesures d'un type de mesure particulier.

Nombre de mesures : nombre de blocs de mesures contenus dans le message.

Type de mesure : défini au § 3.6.4.2.3.

Paramètre de décorrélation des éphémérides D (P_D) *:* paramètre caractérisant l'incidence des erreurs résiduelles d'éphémérides dues à la décorrélation pour le premier bloc de mesures du message.

Note.— Ce paramètre, P_D, peut être différent du paramètre P de décorrélation des éphémérides indiqué dans le message de type 1. Le supplément D, § 7.5.6.1.3 et 7.5.6.1.4, contient des renseignements supplémentaires sur la différence entre ces paramètres.

Dans le cas des satellites géostationnaires SBAS, le paramètre de décorrélation des éphémérides, s'il est transmis, sera codé en une séquence formée uniquement de zéros.

3.6.4.11.4 Les paramètres des blocs de mesures seront les suivants :

Identificateur de source de mesure de distance : défini au § 3.6.4.2.3.

Correction de pseudodistance (PRC_{30}) : correction applicable à la pseudodistance de la source de mesure de distance basée sur un lissage de 30 secondes par la porteuse.

Taux de correction de distance (RRC_{30}) : taux de variation de la correction de pseudodistance basé sur un lissage de 30 secondes par la porteuse.

Sigma_PR_gnd_D ($\sigma_{pr\_gnd\_D}$) : écart type d'une distribution normale associée à la contribution des signaux électromagnétiques à l'erreur de pseudodistance dans la correction lissée sur 100 secondes du message de type 1 au point de référence GBAS (§ 3.6.5.5.1 et 3.6.7.2.2.4).

Note.— Le paramètre $\sigma_{pr\_gnd\_D}$ est différent de σ_{pr_gnd} pour les mesures correspondantes dans le message de type 1 en ce sens que $\sigma_{pr\_gnd\_D}$ ne devrait inclure aucune inflation pour tenir compte de la surdélimitation des erreurs ionosphériques décorrélées.

Codage :1111 1111 = correction de source de mesure de distance non valide.

Sigma_PR_gnd_30s ($\sigma_{pr\_gnd\_30}$) : Écart type de la distribution normale qui décrit la précision nominale de la pseudodistance corrigée, lissée avec une constante de temps de 30 secondes au point de référence GBAS.

Note.— La distribution normale N(0, $\sigma_{pr\_gnd\_30}$) entend être une description appropriée des erreurs à utiliser pour l'optimisation de la pondération utilisée dans la solution de position calculée à l'aide de la méthode des moindres carrés pondérés. Il n'est pas nécessaire que la distribution borne les erreurs comme il est décrit dans les § 3.6.5.5.1 et 3.6.7.2.2.4.

Codage :1111 1111 = correction de source de mesure de distance non valide.

3.6.5 DÉFINITION DES PROTOCOLES POUR APPLICATIONS DE DONNÉES

Note.— La présente section précise les relations entre les paramètres contenus dans les messages de données. Elle contient la définition des paramètres qui ne sont pas transmis ; ces paramètres sont toutefois utilisés par les éléments embarqués ou non embarqués et définissent des termes appliqués pour déterminer la solution de navigation et son intégrité.

3.6.5.1 *Pseudodistance mesurée et lissée par la porteuse.* La correction diffusée s'applique aux mesures de pseudodistance de code lissées par la porteuse auxquelles n'ont pas été appliquées les corrections des effets troposphériques et ionosphériques diffusées par satellite. Le lissage par la porteuse est défini par le filtre suivant :

$$P_{CSCn} = \alpha P + (1 - \alpha)\left(P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi}(\phi_n - \phi_{n-1})\right)$$

où :

P_{CSCn}	=	pseudodistance lissée
$P_{CSC_{n-1}}$	=	pseudodistance lissée précédente
P	=	pseudodistance mesurée brute, cette mesure étant obtenue au moyen d'une boucle de code commandée par la porteuse, de premier ordre ou d'un ordre supérieur, et avec une largeur de bande unilatérale de bruit supérieure ou égale à 0,125 Hz
λ	=	longueur d'onde L1
ϕ_n	=	phase de la porteuse
ϕ_{n-1}	=	phase précédente de la porteuse
α	=	coefficient de pondération, obtenu par division du pas d'échantillonnage par la constante de temps de lissage. Pour les corrections des pseudodistances GBAS dans le message de type 1 et le message de type 101, la constante de temps de lissage est de 100 secondes, sauf disposition contraire du § 3.6.8.3.5.1 pour l'équipement embarqué. Pour les corrections de pseudodistance GBAS dans le message de type 11, la constante de temps de lissage est de 30 secondes

3.6.5.2 *Pseudodistance corrigée*. Pour un satellite donné, la pseudodistance corrigée est, à l'instant *t* :

$$PR_{corrigée} = P_{CSC} + PRC + RRC \times (t - tz\text{-count}) + TC + c \times (\Delta t_{sv})_{L1}$$

où :

P_{CSC}	=	pseudodistance lissée (définie au § 3.6.5.1)
PRC	=	correction de pseudodistance à partir du message approprié a) pour les pseudodistances lissées sur 100 secondes, la PRC est tirée du message de type 1 ou de type 101 défini au § 3.6.4.2 ; b) pour les pseudodistances lissées sur 30 secondes, la PRC est PRC_{30} tirée du message de type 11 défini au § 3.6.4.11.

RRC = taux de variation de la correction de pseudodistance à partir du message approprié
a) pour les pseudodistances lissées sur 100 secondes, le RRC est tiré du message de type 1 ou de type 101 défini au § 3.6.4.2 ;
b) pour les pseudodistances lissées sur 30 secondes, le RRC est RRC_{30} tiré du message de type 11 défini au § 3.6.4.11.

t = heure courante
tz-count = instant d'entrée en vigueur dérivé du compte Z modifié du message contenant la PRC et le RRC
TC = correction des effets troposphériques (définie au § 3.6.5.3)
c et $(\Delta t_{sv})_{L1}$ ont la signification donnée au § 3.1.2.2 pour les satellites du GPS

3.6.5.3 *RETARD TROPOSPHÉRIQUE*

3.6.5.3.1 Pour un satellite donné, la correction des effets troposphériques est :

$$TC = N_r h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \sin^2(El_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

où :

N_r = indice de réfraction fourni par le message de type 2 (§ 3.6.4.3)
Δh = hauteur de l'aéronef au-dessus du point de référence GBAS
El_i = angle de site du i^e satellite
h_0 = hauteur d'échelle pour la réfraction troposphérique (donnée fournie par le message de type 2)

3.6.5.3.2 L'incertitude troposphérique résiduelle est :

$$\sigma_{tropo} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \sin^2(El_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

où :

σ_n = le coefficient d'incertitude fourni par le message de type 2 (§ 3.6.4.3)

3.6.5.4 *Incertitude ionosphérique résiduelle.* L'incertitude ionosphérique résiduelle d'un satellite donné est :

$$\sigma_{iono} = F_{pp} \times \sigma_{vig} \times (x_{air} + 2 \times \tau \times v_{air})$$

où :

F_{pp} = facteur d'obliquité, de la verticale à l'oblique, d'un satellite donné (§ 3.5.5.5.2)
σ_{vig} = dépend du GAST actif :
pour GAST A, B ou C, $\sigma_{vig} = \sigma_{vert\_iono\_gradient}$ (défini au § 3.6.4.3) ;
pour GAST D, $\sigma_{vig} = \sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$ (défini au § 3.6.4.3.2.2).
x_{air} = distance (oblique) en mètres entre l'emplacement actuel de l'aéronef et le point de référence GBAS indiqué dans le message de type 2
τ = dépend du GAST actif :
pour GAST A, B ou C, τ = 100 secondes (constante de temps utilisée au § 3.6.5.1) ;
pour GAST D, la valeur de τ varie selon que σ_{iono} est appliqué dans la pondération des mesures ou dans la délimitation de l'intégrité. τ = 100 secondes lorsque σ_{iono} est utilisé pour la délimitation de l'intégrité (§ 3.6.5.5.1.1.1) et τ = 30 secondes lorsque σ_{iono} est utilisé pour la pondération des mesures (§ 3.6.5.5.1.1.2).
v_{air} = vitesse d'approche horizontale de l'aéronef (mètres par seconde)

3.6.5.5 *NIVEAUX DE PROTECTION*

3.6.5.5.1 *Niveaux de protection pour tous les types de services d'approche GBAS.* Les niveaux de protection vertical (VPL) et latéral (LPL) des signaux électromagnétiques sont les limites de fiabilité supérieures relatives à l'erreur de position par rapport au point de référence GBAS défini par :

$$VPL = MAX\{VPL_{HO}, VPL_{H1}\}$$

$$LPL = MAX\{LPL_{HO}, LPL_{H1}\}$$

3.6.5.5.1.1 *Conditions de mesure normales*

3.6.5.5.1.1.1 Dans l'hypothèse où tous les récepteurs de référence et toutes les sources de mesure de distance effectuent leurs mesures dans des conditions normales (sans défaillance), le niveau de protection vertical (VPL_{H0}) et le niveau de protection latéral (LPL_{H0}) peuvent se calculer comme suit :

$$VPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{vert} + D_V$$

$$LPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{lat} + D_L$$

où :

$$\sigma_{vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$\sigma_{lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$\sigma^2_i = \sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{iono,i}$;

et

$\sigma_{pr\_gnd,i}$		dépend du GAST actif : pour GAST A, B ou C : $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd}$ pour la i^e^ source de mesure de distance définie au § 3.6.4.2 ; pour GAST D : $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd\_D}$ pour la i^e^ source de mesure de distance définie au § 3.6.4.11.
$\sigma^2_{tropo,i}$, $\sigma^2_{pr\_air,i}$ et $\sigma^2_{iono,i}$ sont définis au § 3.6.5.5.1.1.2		
K_{ffmd}	=	multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée dans les conditions normales
s_vert_i	=	égal à $s_{v,i} + s_{x,i} \times tg$ (GPA)
s_lat_i	=	égal à $s_{y,i}$
$s_{x,i}$	=	dérivation partielle de l'erreur de position dans l'axe des x par rapport à l'erreur de pseudodistance sur le i^e^ satellite
$s_{y,i}$	=	dérivation partielle de l'erreur de position dans l'axe des y par rapport à l'erreur de pseudodistance sur le i^e^ satellite
$s_{v,i}$	=	dérivation partielle de l'erreur de position dans l'axe vertical par rapport à l'erreur de pseudodistance sur le i^e^ satellite
GPA	=	angle de site de l'alignement de descente pour la trajectoire d'approche finale (§ 3.6.4.5.1)
N	=	nombre de sources de mesure de distance utilisées pour le calcul de la position

i = indice de source de mesure de distance pour les sources de mesure de distance utilisées pour le calcul de la position

D_V = paramètre déterminé à bord selon le GAST actif :
pour GAST A, B ou C : $D_V = 0$;
pour GAST D : D_V est calculé comme étant l'amplitude de la projection verticale de la différence entre les solutions de position 30 et 100 s.

D_L = paramètre déterminé à bord selon le GAST actif :
pour GAST A, B ou C : $D_L = 0$;
pour GAST D : D_L est calculé comme étant l'amplitude de la projection latérale de la différence entre les solutions de position 30 et 100 s.

Note 1.— Les solutions de position 30 et 100 s, D_V et D_L, déterminées à bord sont définies dans les MOPS DO-253D de la RTCA.

Note 2.— Dans le système de coordonnées de référence, x désigne l'axe longitudinal orienté positivement vers l'avant, y désigne l'axe transversal orienté positivement vers la gauche dans le plan tangent au niveau local et v, l'axe perpendiculaire aux deux premiers et orienté positivement vers le haut.

3.6.5.5.1.1.2 Le calcul de la position d'après la méthode générale des moindres carrés fait appel à la matrice de projection S suivante :

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

où :

$G_{w,i}$ = $[-\cos El_i \cos Az_i \; -\cos El_i \sin Az_i \; -\sin El_i \; 1]$ = i^e ligne de G ;

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_{w,1}^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_{w,2}^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_{w,N}^2 \end{bmatrix}^{-1}$$

où $\sigma^2_{w,i} = \sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{iono,i}$;

où :

$\sigma_{pr\_gnd,i}$ = dépend du GAST actif :
pour GAST A, B ou C ou le service de localisation GBAS : $\sigma_{pr\_gnd,i}$ = paramètre σ_{pr_gnd} de la i^e source de mesure de distance définie au § 3.6.4.2 ;
pour GAST D : $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd\_30}$ pour la i^e source de mesure de distance (§ 3.6.4.11).

$\sigma_{tropo,i}$ = incertitude troposphérique résiduelle pour la i^e source de mesure de distance (§ 3.6.5.3)

$\sigma_{iono,i}$ = incertitude résiduelle du retard ionosphérique (imputable à la décorrélation spatiale) de la i^e source de mesure de distance (§ 3.6.5.4)

$\sigma_{pr\_air,i}$ = $\sqrt{\sigma^2_{\text{récepteur}}(El_i) + \sigma^2_{\text{trajets multiples}}(El_i)}$, écart type de la contribution de l'aéronef à l'erreur de pseudodistance corrigée pour la i^e source de mesure de distance. La contribution totale de l'aéronef comprend la contribution du récepteur (§ 3.6.8.2.1) et une marge type pour les trajets multiples provenant de la cellule de l'aéronef ;

où :

$\sigma_{\text{trajets multiples}}(El_i)$ = $0{,}13 + 0{,}53e^{-El_i/10\ \text{deg}}$, modèle type de la contribution des trajets multiples provenant de la cellule de l'aéronef (en mètres)
El_i = angle de site de la i^e^ source de mesure de distance (en degrés)
Az_i = azimut de la i^e^ source de mesure de distance mesuré dans le sens contraire des aiguilles d'une montre pour l'axe des x (en degrés).

Note.— Afin de rendre l'équation plus lisible, l'indice i *a été supprimé.*

3.6.5.5.1.2 *Conditions de mesure dégradées*. Quand le message de type 101 diffusé ne contient pas de blocs de paramètres B, les valeurs du niveau de protection vertical (VPL_{H1}) et du niveau de protection latéral (LPL_{H1}) sont égales à zéro. Dans l'hypothèse où un et un seul récepteur de référence est le siège d'une panne latente, le VPL_{H1} et le LPL_{H1} sont donnés par l'équation suivante :

$$VPL_{H1} = \max\,[VPL_j] + D_v$$

$$LPL_{H1} = \max\,[LPL_j] + D_L$$

où VPL_j et LPL_j pour j = 1 à 4 sont donnés par les équations :

VPL_j = $|\,B\_vert_j\,| + K_{md}\,\sigma_{vert,H1}$
LPL_j = $|\,B\_lat_j\,| + K_{md}\,\sigma_{lat,H1}$
D_V = paramètre déterminé à bord et dépendant du GAST actif (§ 3.6.5.5.1.1.1)
D_L = paramètre déterminé à bord et dépendant du GAST actif (§ 3.6.5.5.1.1.1)

et

B_vert_j = $\sum_{i=1}^{N}(s\_vert_i \times B_{i,j})$
B_lat_j = $\sum_{i=1}^{N}(s\_lat_i \times B_{i,j})$
$B_{i,j}$ = écart entre les corrections de pseudodistance transmises et les corrections obtenues sans tenir compte de la mesure effectuée par le j^e^ récepteur de référence, pour la i^e^ source de mesure de distance
K_{md} = multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, sachant que le sous-système sol est défaillant
$\sigma^2_{vert,H1}$ = $\sum_{i=1}^{N}(s\_vert_i^2 \times \sigma\_H1_i^2)$
$\sigma^2_{lat,H1}$ = $\sum_{i=1}^{N}(s\_lat_i^2 \times \sigma\_H1_i^2)$
$\sigma\_H1^2_i$ = $\left(\frac{M_i}{U_i}\right)\sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{iono,i}$
$\sigma_{pr\_gnd,i}$ dépend du GAST actif :
pour GAST A, B ou C : $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd}$ pour la i^e^ source de mesure de distance définie au § 3.6.4.2 ;
pour GAST D : $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd\_D}$ pour la i^e^ source de mesure de distance (§ 3.6.4.11)
$\sigma^2_{tropo,i}$, $\sigma^2_{pr\_air,i}$ et $\sigma^2_{iono,i}$ sont définis au § 3.6.5.5.1.1.2
M_i = nombre de récepteurs de référence utilisés pour calculer les corrections de pseudodistance pour la *i^e^* source de mesure de distance (indiquée par les valeurs B)
U_i = nombre de récepteurs de référence utilisés pour calculer les corrections de pseudodistance pour la *i^e^* source de mesure de distance, à l'exclusion du je récepteur de référence.

Note.— Le terme « panne latente » inclut toute mesure erronée non immédiatement détectée par le sous-système sol, entachant les données transmises et entraînant une erreur de position dans le sous-système embarqué.

3.6.5.5.1.3 *Définition des multiplicateurs K pour les services d'approche GBAS.* Les multiplicateurs sont donnés par le tableau B-135.

Tableau B-135. Multiplicateurs K pour les services d'approche GBAS

Multiplicateur	M_i			
	1[(Note)]	*2*	*3*	*4*
K_{ffmd}	6,86	5,762	5,81	5,847
K_{md}	non utilisé	2,935	2,898	2,878

Note.— S'applique au GAST A avec messages de type 101 sans bloc de paramètres B.

3.6.5.5.2 *Service de localisation GBAS.* Le niveau de protection horizontal (HPL) des signaux électromagnétiques est une limite supérieure de fiabilité relative à l'erreur de position horizontale par rapport au point de référence GBAS défini par :

$$HPL = MAX\{HPL_{H0}, HPL_{H1}, HEB\}$$

3.6.5.5.2.1 *Conditions de mesure normales.* Dans l'hypothèse où tous les récepteurs de référence et toutes les sources de mesure de distance effectuent leurs mesures dans des conditions normales (sans défaillance), le niveau de protection horizontal (HPL_{H0}) se calcule comme suit :

$$HPL_{H0} = K_{ffmd,\,POS}\, d_{major}$$

où : $$d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$$

$s_{x,i}$ = dérivation partielle de l'erreur de position dans l'axe des x par rapport à l'erreur de pseudodistance sur le i^e satellite
$s_{y,i}$ = dérivation partielle de l'erreur de position dans l'axe des y par rapport à l'erreur de pseudodistance sur le i^e satellite
$K_{ffmd,POS}$ = multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée dans les conditions normales
N = nombre de sources de mesure de distance utilisées pour le calcul de la position
i = indice de source de mesure de distance pour les sources de mesure de distance utilisées pour le calcul de la position
σ_i = erreur de pseudodistance définie au § 3.6.5.5.1.1

Note.— Dans le service de localisation GBAS, les axes x et y définissent une base orthogonale arbitraire dans le plan horizontal.

3.6.5.5.2.2 *Conditions de mesure dégradées.* Quand le message de type 101 diffusé ne contient pas de blocs de paramètres B, la valeur du niveau de protection horizontal (HPL_{H1}) sera égale à zéro. Dans l'hypothèse où un et un seul récepteur de référence est le siège d'une panne latente, le HPL_{H1} est donné par l'équation suivante :

$$HPL_{H1} = \max\,[HPL_j]$$

où HPL_j lorsque j = de 1 à 4, est :

$$HPL_j = |B\_horz_j| + K_{md\_POS} d_{major,\ H1}$$

et

$$B\_horz_j = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^{N} S_{x,i} B_{i,j}\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^{N} S_{y,i} B_{i,j}\right)^2}$$

$B_{i,j}$ = écart entre les corrections de pseudodistance diffusées et les corrections obtenues sans tenir compte de la mesure effectuée par le j^e^ récepteur de référence, pour la i^e^ source de mesure de distance

K_{md_POS} = multiplicateur dérivé de la probabilité de détection manquée, sachant que le sous-système sol est défaillant

$$d_{major,H1} = \sqrt{\frac{d\_H1_x^2 + d\_H1_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d\_H1_x^2 - d\_H1_y^2}{2}\right)^2 + d\_H1_{xy}^2}}$$

$$d\_H1_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma\_H1_i^2$$

$$d\_H1_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma\_H1_i^2$$

$$d\_H1_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma\_H1_i^2$$

Note.— Dans le service de localisation GBAS, les axes x et y définissent une base orthogonale arbitraire dans le plan horizontal.

$$\sigma\_H1_i^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right) \sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2$$

M_i = nombre de récepteurs de référence utilisés pour calculer les corrections de pseudodistance pour la i^e^ source de mesure de distance (indiquée par les valeurs B)

U_i = nombre de récepteurs de référence utilisés pour calculer les corrections de pseudodistance pour la i^e^ source de mesure de distance, à l'exclusion du j^e^ récepteur de référence.

Note.— Le terme « panne latente » inclut toute mesure erronée non immédiatement détectée par le sous-système sol, entachant les données diffusées et entraînant une erreur de position dans le sous-système embarqué.

3.6.5.5.2.3 *Définition des multiplicateurs K pour le service de localisation GBAS.* Le multiplicateur K_{ffmd_POS} est égal à 10,0 et le multiplicateur K_{md_POS} est égal à 5,3.

3.6.5.6 *SEUILS D'ALARME*

Note 1.— Le supplément D, § 7.13, contient des éléments indicatifs sur le calcul des seuils d'alarme, y compris pour les approches associées aux numéros de canal 40 000 à 99 999.

Note 2.— Le calcul des seuils d'alarme dépend du type de service actif.

3.6.5.6.1 *Seuils d'alarme pour GAST C et D.* Les seuils d'alarme sont définis aux tableaux B-136 et B-137. Pour les positions de l'aéronef auxquelles l'écart latéral dépasse de deux fois la valeur à laquelle l'indicateur de déviation de cap (CDI) atteint une déviation latérale maximale, ou auxquelles l'écart vertical dépasse de deux fois la valeur à laquelle le CDI atteint une déviation de descente maximale, les seuils d'alarme latéral et vertical sont réglés aux valeurs maximales indiquées dans les tableaux.

3.6.5.6.2 *Seuils d'alarme pour GAST A et B.* Les seuils d'alarme sont égaux aux paramètres FASLAL et FASVAL tirés du message de type 4 pour les approches associées aux numéros de canal 20 001 à 39 999. Pour les approches associées aux numéros de canal 40 000 à 99 999, les seuils d'alarme sont mémorisés dans une base de données embarquée.

3.6.5.7 *Numéro de canal.* Chaque approche GBAS transmise par le sous-système sol est associée à un numéro de canal allant de 20 001 à 39 999. S'il est fourni, le service de localisation GBAS est associé à un numéro de canal différent allant de 20 001 à 39 999. Ce numéro se calcule comme suit :

$$\text{Numéro de canal} = 20\,000 + 40(F - 108{,}0) + 411(S)$$

où :

F = fréquence d'émission des données (MHz)
S = RPDS ou RSDS

et

RPDS = sélecteur de données de trajectoire de référence pour le bloc de données FAS considéré (défini au § 3.6.4.5.1)
RSDS = sélecteur de données de la station de référence du sous-système sol GBAS (défini au § 3.6.4.3.1)

Pour les numéros de canal transmis dans le bloc de données supplémentaires 2 d'un message de type 2 (défini au § 3.6.4.3.2.1), seul le RSDS est utilisé.

Note 1.— Quand les données FAS ne sont pas transmises pour une approche prise en charge par GAST A ou B, l'approche GBAS est associée à un numéro de canal allant de 40 000 à 99 999.

Note 2.— Le supplément D, § 7.7, contient des éléments indicatifs sur la sélection du numéro de canal.

Tableau B-136. Seuil d'alarme latéral pour GAST C et D

Distance horizontale entre la position de l'aéronef et le point LTP/FTP projeté sur la trajectoire d'approche finale (en mètres)	*Seuil d'alarme latéral (mètres)*
D ≤ 873	FASLAL
873 < D ≤ 7 500	0,0044D (m) + FASLAL – 3,85
D > 7 500	FASLAL + 29,15

Tableau B-137. Seuil d'alarme vertical pour GAST C et D

Hauteur de la position de l'aéronef au-dessus du point LTP/FTP projeté sur la trajectoire d'approche finale (en pieds)	*Seuil d'alarme vertical (en mètres)*
H ≤ 200	FASVAL
200 < H ≤ 1 340	0,02925H (ft) + FASVAL – 5,85
H > 1 340	FASVAL + 33,35

3.6.5.8 *LIMITES DE L'ERREUR DE POSITION DUE AUX ERREURS DES ÉPHÉMÉRIDES*

Note.— Les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ne sont déterminées que pour les sources de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base utilisées dans la solution de position (indice j) ; elles ne le sont pas pour d'autres types de sources de mesure de distance (satellites SBAS ou pseudolites) qui ne sont pas vulnérables aux défaillances non détectées des éphémérides. Cependant les données utilisées pour calculer ces limites proviennent de toutes les sources de mesure de distance intervenant dans la solution de position (indice i).

3.6.5.8.1 *Approche GBAS.* Les limites verticale et latérale de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides se définissent comme suit :

$$VEB = \underset{j}{MAX}\{VEB_j\} + D_V$$

$$LEB = \underset{j}{MAX}\{LEB_j\} + D_L$$

Les limites verticale et latérale de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour la j^e^ source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base utilisée dans la solution de position sont données par les équations suivantes :

$$VEB_j = |s\_vert_j|\, x_{air} P_{ej} + K_{md\_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$LEB_j = |s\_lat_j|\, x_{air} P_{ej} + K_{md\_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

où :

D_V	=	paramètre déterminé à bord et dépendant du GAST actif (§ 3.6.5.5.1.1.1)
D_L	=	paramètre déterminé à bord et dépendant du GAST actif (§ 3.6.5.5.1.1.1)
$s\_vert_{i\ ou\ j}$	=	(défini au § 3.6.5.5.1.1)
$s\_lat_{i\ ou\ j}$	=	(défini au § 3.6.5.5.1.1)
x_{air}	=	(défini au § 3.6.5.4)
N	=	nombre de sources de mesure de distance utilisées dans la solution de position
σ_i	=	(défini au § 3.6.5.5.1.1)
P_{ej}	=	paramètre de décorrélation des éphémérides diffusé pour la j^e^ source de mesure de distance. La source de ce paramètre dépend du type de service d'approche GBAS actif :

GAST A, B ou C : P_{ej} = P du message de type 1 ou de type 101 correspondant à la j^e^ source de mesure de distance (§ 3.6.4.2.3) ;
GAST D : $P_{ej} = P_D$ du message de type 11 correspondant à la j^e^ source de mesure de distance (§ 3.6.4.11.3).

$K_{md\_e,j}$ = multiplicateur de détection manquée des éphémérides diffusé pour GAST A-C, associé à la constellation satellitaire de la j^e^ source de mesure de distance. La source de ce paramètre dépend du type de service d'approche GBAS actif :
GAST A, B ou C : $K_{md\_e,j} = K_{md\_e,GPS}$ ou $K_{md\_e,GLONASS}$ obtenu du bloc de données supplémentaires 1 du message de type 2 (§ 3.6.4.3.1) ;
GAST D : $K_{md\_e,j} = K_{md\_e\_D,GPS}$ ou $K_{md\_e\_D,GLONASS}$ sont tirés du bloc de données supplémentaires 3 du message de type 2 (§ 3.6.4.3.2.2).

3.6.5.8.2 *Service de localisation GBAS.* La limite horizontale de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides se définit comme suit :

$$HEB = \underset{j}{MAX}\{HEB_j\}$$

La limite horizontale de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour la j^e^ source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base utilisée dans la solution de position est donnée par l'équation suivante :

$$HEB_j = |s_{horz,j}| x_{air} P_j + K_{md\_e\_POS} d_{major}$$

où :

$s_{horz,j}^2$ = $s_{xj}^2 + s_{yj}^2$
$s_{x,j}$ = (défini au § 3.6.5.5.2.1)
$s_{y,j}$ = (défini au § 3.6.5.5.2.1)
x_{air} = (défini au § 3.6.5.4)
P_j = paramètre de décorrélation des éphémérides diffusé pour la j^e^ source de mesure de distance. La source de ce paramètre ne dépend pas du type de service d'approche GBAS actif. Dans tous les cas P_j=P du message de type 1 ou de type 101 (§ 3.6.4.2.3) correspondant à la j^e^ source de mesure de distance.
$K_{md\_e\_POS}$ = multiplicateur de détection manquée des éphémérides diffusé pour le service de localisation GBAS, associé à la constellation satellitaire de la j^e^ source de mesure de distance ($K_{md\_e\_POS,GPS}$ ou $K_{md\_e\_POS,GLONASS}$)
d_{major} = (défini au § 3.6.5.5.2.1)

3.6.5.9 *Erreur de gradient ionosphérique*

L'erreur maximale de pseudodistance corrigée lissée sur 30 secondes et non détectée, due à un gradient ionosphérique (E_{IG}), est calculée sur la base des paramètres diffusés Y_{EIG} et M_{EIG}, comme suit :

$$E_{IG} = Y_{EIG} + M_{EIG} \times D_{EIG}$$

où

Y_{EIG} = valeur maximale de E_{IG} (mètres) dans le message de type 2 ;
M_{EIG} = pente de la valeur maximale E_{IG} (m/km) dans le message de type 2 ;
D_{EIG} = distance en kilomètres entre l'emplacement du LTP pour l'approche choisie diffusée dans le message de type 4 et le point de référence GBAS dans le message de type 2.

3.6.6 TABLEAUX DE MESSAGES

Chaque message GBAS sera codé conformément au format correspondant défini dans les tableaux B-138 à B-144.

Note.— La structure du type de message figure au § 3.6.4.1.

Tableau B-138. Message de type 1 – Corrections de pseudodistance

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1
Nombre de mesures (N)	5	0 à 18	1
Type de mesure	3	0 à 7	1
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
Code CRC des éphémérides	16	—	—
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s
Pour N blocs de mesures			
Identificateur de source de mesure de distance	8	1 à 255	1
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m
B_1	8	±6,35 m	0,05 m
B_2	8	±6,35 m	0,05 m
B_3	8	±6,35 m	0,05 m
B_4	8	±6,35 m	0,05 m

Tableau B-139. Message de type 101 – Corrections de pseudodistance GRAS

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1
Nombre de mesures (N)	5	0 à 18	1
Type de mesure	3	0 à 7	1
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
Code CRC des éphémérides	16	—	—
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s
Nombre de paramètres B	1	0 à 4	—
De réserve	7	—	—
Pour N blocs de mesures			
Identificateur de source de mesure de distance	8	1 à 255	1
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m
Bloc de paramètres B (s'il est fourni)			
B_1	8	±25,4 m	0,2 m
B_2	8	±25,4 m	0,2 m
B_3	8	±25,4 m	0,2 m
B_4	8	±25,4 m	0,2 m

Tableau B-140. Message de type 11 – corrections de pseudodistance (pseudodistances lissées sur 30 secondes)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 sec	0,1 sec
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1
Nombre de mesures (N)	5	0 à 18	1
Type de mesure	3	0 à 7	1
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P) (P_D) (Notes 1, 3)	8	0 à $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
Pour N blocs de mesures :			
Identificateur de source de mesure	8	1 à 255	1
Correction de pseudodistance (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m
Taux de correction de distance (RRC_{30})	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
Sigma_PR_gnd_D ($\sigma_{pr\_gnd\_D}$) (Note 2)	8	0 à 5,08 m	0,02 m
Sigma_PR_gnd_30 ($\sigma_{pr\_gnd\_30}$) (Note 2)	8	0 à 5,08 m	0,02 m

NOTES.—
1. *Pour les satellites SBAS, le paramètre est codé en une séquence formée uniquement de zéros.*
2. *1111 1111 indique que la source est non valide.*
3. *Le paramètre est associé au premier bloc de mesures transmis.*

Tableau B-141. Message de type 2 – Données sur le GBAS

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	—
Code alphabétique de précision au sol	2	—	—
De réserve	1	—	—
Indicateur GBAS de continuité-intégrité	3	0 à 7	1
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°
Réservé et mis à zéro (00000)	5	—	—
$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$	8	0 à 25,5 × 10^{-6} m/m	0,1 × 10^{-6} m/m
Indice de réfraction	8	16 à 781	3
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m
Coefficient d'incertitude	8	0 à 255	1
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc
Hauteur du point de référence GBAS	24	±83 886,07 m	0,01 m
Bloc de données supplémentaires 1 (s'il est fourni)			
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1
Distance utile maximale (D_{max})	8	2 à 510 km	2 km
$K_{md\_e\_POS,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05
$K_{md\_e\_GPS}$	8	0 à 12,75	0,05
$K_{md\_e\_POS,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05
$K_{md\_e\_GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05
Bloc de données supplémentaires (répété pour tous ceux qui sont fournis)			
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	2 à 255	1
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	2 à 255	1
Paramètres des données supplémentaires	variable	—	—

Note.— Plusieurs blocs de données supplémentaires peuvent être ajoutés dans un message de type 2.

Tableau B-142. Message vide de type 3

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Information de remplissage	Variable (Note)	S/O	S/O

Note.— Le nombre d'octets du champ information de remplissage est inférieur de 10 à la valeur du champ longueur de message de l'en-tête du message défini au § 3.6.3.4.

Tableau B-143. Message de type 4 – Données de segment d'approche finale (FAS)

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Pour N ensembles de données			
Longueur des ensembles de données	8	2 à 212	1 octet
Bloc de données FAS	304	—	—
Seuil d'alarme vertical FAS/état d'approche	8		
(1) quand l'indicateur de performance d'approche associé APD est codé à zéro		0 à 50,8 m	0,2 m
(2) quand l'indicateur de performance d'approche associé APD n'est pas codé à zéro		0 à 25,4 m	0,1 m
Seuil d'alarme latéral FAS/état d'approche	8	0 à 50,8 m	0,2 m

Tableau B-144. Message de type 5 – Disponibilité prévue des sources de mesure de distance

Teneur des données	*Bits utilisés*	*Plage de valeurs*	*Résolution*
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s
De réserve	2	—	—
Nombre de sources concernées (N)	8	0 à 31	1
Pour N sources concernées			
Identificateur de source de mesure de distance	8	1 à 255	1
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—
Durée de disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s
Nombre d'approches avec obstacles (A)	8	0 à 255	1
Pour A approches avec obstacles			
Sélecteur de données de trajectoire de référence	8	0 à 48	—
Nombre de sources concernées pour cette approche (N_A)	8	1 à 31	1
Pour N_A sources de mesure de distance concernées pour cette approche			
Identificateur de source de mesure de distance	8	1 à 255	1
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—
Durée de disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s

3.6.7 ÉLÉMENTS NON EMBARQUÉS

3.6.7.1 *PERFORMANCES*

3.6.7.1.1 *Précision*

3.6.7.1.1.1 Dans le cas des satellites GPS et GLONASS, la moyenne quadratique (rms) (1 sigma) de la contribution du sous-système sol à la précision de la pseudodistance lissée sur 100 secondes corrigée sera :

$$\mathrm{RMS}_{\mathrm{pr\_gnd}} \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_n/\theta_0})^2}{M} + (a_2)^2}\ \mathrm{RM}$$

où :

M	=	nombre de récepteurs de référence GNSS indiqué par le paramètre du message de type 2 (§ 3.6.4.3) ou, si ce paramètre est codé pour signifier « sans objet », M prend la valeur 1
n	=	n^e source de mesure de distance
θ_n	=	angle de site de la n^e source de mesure de distance

a_0, a_1, a_2, et θ_0 = paramètres définis dans les tableaux B-145 et B-146 pour chacun des indicateurs de précision au sol (GAD)

Note 1.— La spécification de précision du sous-système sol GBAS est déterminée par l'indicateur GAD et le nombre de récepteurs de référence.

Note 2.— La contribution du sous-système sol à l'erreur sur la pseudodistance lissée sur 100 secondes corrigée (tableaux B-145 et B-146) et à l'erreur des satellites SBAS n'inclut ni le bruit ni les trajets multiples affectant l'élément embarqué.

Tableau B-145. Spécification de précision du sous-système sol GBAS (GPS)

Indicateur de précision au sol	θ_n *(degrés)*	a_0 *(mètres)*	a_1 *(mètres)*	θ_0 *(degrés)*	a_2 *(mètres)*
A	≥ 5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥ 5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	> 35	0,15	0,84	15,5	0,04
	5 à 35	0,24	0	—	0,04

Tableau B-146. GBAS – Spécification de précision du sous-système sol GBAS (GLONASS)

Indicateur de précision de l'élément sol	θ_n *(degrés)*	a_0 *(mètres)*	a_1 *(mètres)*	θ_0 *(degrés)*	a_2 *(mètres)*
A	≥ 5	1,58	5,18	14,3	0,078
B	≥ 5	0,3	2,12	15,5	0,078
C	> 35	0,3	1,68	15,5	0,042
	5 à 35	0,48	0	—	0,042

3.6.7.1.1.2 Dans le cas des satellites SBAS, la moyenne quadratique (rms) (1 sigma) de la contribution du sous-système sol à la précision de la pseudodistance lissée sur 100 secondes corrigée sera :

$$\mathrm{RMS}_{\mathrm{pr\_gnd}} \leq \frac{1{,}8}{\sqrt{\mathrm{M}}}\,(\text{mètres})$$

où M est défini comme au § 3.6.7.1.1.1.

Note.— Les indicateurs GAD relatifs aux sources de mesure de distance SBAS sont encore à l'étude.

3.6.7.1.2 *Intégrité*

3.6.7.1.2.1 *Risque d'intégrité du sous-système sol GBAS*

3.6.7.1.2.1.1 *Risque d'intégrité du sous-système sol pour les services d'approche GBAS*

3.6.7.1.2.1.1.1 *Risque d'intégrité des signaux électromagnétiques du sous-système sol pour les types de services d'approche GBAS A, B ou C.* Le risque d'intégrité d'un sous-système sol GBAS classé FAST A, B ou C sera inférieur à $1{,}5 \times 10^{-7}$ par approche.

Note 1.— Le risque d'intégrité attribué au sous-système sol GBAS est un sous-ensemble du risque d'intégrité des signaux électromagnétiques GBAS, qui exclut le risque d'intégrité du niveau de protection (§ 3.6.7.1.2.2.1) et comprend les effets de toutes les défaillances du GBAS, du SBAS et des constellations satellitaires de base. Le risque d'intégrité du sous-système sol GBAS comprend le risque d'intégrité du contrôle des signaux du satellite spécifié au § 3.6.7.3.3.

Note 2.— Le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques GBAS est la probabilité pour que le sous-système sol fournisse des informations qui, après traitement par un récepteur exempt de défauts, utilisant des données GBAS qui peuvent être utilisées par l'aéronef dans le volume de service, entraînent une erreur de position relative latérale ou verticale hors tolérances non annoncée, pendant une période excédant le délai d'alarme maximal des signaux électromagnétiques. Une erreur de position relative latérale ou verticale hors tolérances est une erreur supérieure au niveau de protection des services d'approche GBAS et, si le bloc de données supplémentaires 1 est diffusé, à la limite de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides.

3.6.7.1.2.1.1.2 *Risque d'intégrité des signaux électromagnétiques du sous-système sol pour le type D de service d'approche GBAS.* Pour un sous-système sol GBAS classé FAST D, le risque d'intégrité pour tous les effets autres que des erreurs induites par des conditions ionosphériques anormales sera inférieur à $1{,}5 \times 10^{-7}$ par approche.

Note 1.— Le risque d'intégrité attribué au sous-système sol GBAS classé FAST D est un sous-ensemble du risque d'intégrité des signaux électromagnétiques GBAS, qui exclut le risque d'intégrité du niveau de protection (§ 3.6.7.1.2.2.1) et comprend les effets de toutes les autres défaillances du GBAS, du SBAS et des constellations satellitaires de base.

Note 2.— Pour le GAST D, le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques GBAS est la probabilité que le sous-système sol fournisse des informations qui, après traitement par un récepteur exempt de défauts, en utilisant des données GBAS qui peuvent être utilisées par l'aéronef dans le volume de service, en l'absence d'une anomalie ionosphérique, entraînent une erreur de position relative latérale ou verticale hors tolérances non annoncée, pendant une période dépassant le délai d'alarme maximal des signaux électromagnétiques. Une erreur de position relative latérale ou verticale hors tolérances est une erreur supérieure au niveau de protection des services d'approche GBAS et à la limite de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides. Pour le GAST D, les conditions hors tolérance causées par des erreurs ionosphériques anormales sont exclues de ce risque d'intégrité car le risque dû aux anomalies ionosphériques a été attribué au segment bord et est atténué par celui-ci.

3.6.7.1.2.1.1.3 *Risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D.* Pour un sous-système sol GBAS classé FAST D, la probabilité que le sous-système sol génère en interne et transmette des informations non conformes pendant plus de 1,5 seconde sera inférieure à 1×10^{-9} pour tout atterrissage.

Note 1.— Cette spécification supplémentaire de risque d'intégrité attribuée aux sous-systèmes sol GBAS FAST D est la probabilité que des défaillances internes du sous-système sol génèrent des informations non conformes. Dans ce contexte, les informations non conformes sont définies selon la fonction prévue du sous-système sol de prendre en charge les opérations d'atterrissage avec les minimums de catégorie III. Les informations non conformes comprennent, par exemple, tout signal diffusé ou tout renseignement diffusé qui n'est pas contrôlé conformément à la norme.

Note 2.— Les conditions environnementales (anomalies ionosphériques ou troposphériques, brouillage radioélectrique, multitrajets du signal GNSS, etc.) ne sont pas considérées comme des défaillances ; toutefois, les défaillances de

l'équipement du sous-système sol utilisé pour suivre ou pour atténuer les effets de ces conditions environnementales sont inclus dans cette spécification. Les défaillances de la source de mesure de distance de la constellation satellitaire de base sont aussi exclues de cette spécification, mais la capacité du sous-système sol d'assurer un contrôle de l'intégrité pour ces sources de mesure de distance est incluse. Les spécifications de contrôle des défaillances des sources de mesure de distance et des conditions environnementales ionosphériques sont spécifiées séparément aux § 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 et 3.6.7.3.4.

Note 3.— Les défaillances qui surviennent dans les récepteurs sol utilisés pour générer les corrections diffusées sont exclues de cette spécification si elles surviennent dans un, et seulement un, récepteur sol à tout moment. Ces défaillances sont limitées par la spécification du § 3.6.7.1.2.2.1.2 et le risque d'intégrité associé prescrit aux § 3.6.7.1.2.2.1 et 3.6.7.1.2.2.1.1.

3.6.7.1.2.1.2 *Délai d'alarme du sous-système sol pour les services d'approche GBAS*

3.6.7.1.2.1.2.1 *Délai d'alarme maximal pour les services d'approche*

3.6.7.1.2.1.2.1.1 Pour un segment sol classé FAST A, B, C ou D, le délai d'alarme maximal du sous-système sol GBAS sera inférieur ou égal à 3 secondes pour toutes les spécifications d'intégrité des signaux électromagnétiques (voir appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.2.1), si des messages de type 1 sont diffusés.

Note 1.— Le délai d'alarme du sous-système sol spécifié ci-dessus est le temps s'écoulant entre le début de l'erreur de position relative latérale ou verticale hors tolérances et la transmission du dernier bit du message contenant les données d'intégrité traduisant cette situation (voir supplément D, § 7.5.14).

Note 2.— Pour les sous-systèmes sol FAST D, des spécifications supplémentaires de contrôle dans le domaine de la distance s'appliquent, comme il est indiqué aux § 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 et 3.6.7.3.4. Ces paragraphes définissent les délais dans lesquels le système sol doit détecter les erreurs différentielles de pseudodistance hors tolérance et alerter le récepteur de bord.

3.6.7.1.2.1.2.1.2 Pour un segment sol classé FAST A, le délai d'alarme maximal des signaux électromagnétiques du sous-système sol GBAS sera inférieur ou égal à 5,5 s si des messages de type 101 sont diffusés.

3.6.7.1.2.1.3 *Paramètres FASLAL et FASVAL du sous-systèmes sol*

3.6.7.1.2.1.3.1 Pour les blocs de données FAS du message de type 4 avec APD codé en 1, 2, 3 ou 4, les valeurs respectives des paramètres FASLAL (champ seuil d'alarme FAS latéral du message de type 4) et FASVAL (champ seuil d'alarme FAS vertical du même message) de chaque bloc de données FAS ne dépasseront pas 40 et 10 m.

3.6.7.1.2.1.3.2 Pour les blocs de données FAS du message de type 4 avec APD codé à zéro, les valeurs des paramètres FASLAL et FASVAL ne dépasseront pas les seuils d'alarme latéral et vertical donnés dans l'Annexe 10, volume I, § 3.7.2.4, pour l'utilisation opérationnelle prévue.

3.6.7.1.2.1.4 *Risque d'intégrité des signaux électromagnétiques du sous-système sol pour le service de localisation GBAS.* Le risque d'intégrité du sous-système sol GBAS qui assure le service de localisation GBAS sera inférieur à $9{,}9 \times 10^{-8}$ par heure.

Note 1.— Le risque d'intégrité attribué au sous-système sol GBAS est un sous-ensemble du risque d'intégrité des signaux électromagnétiques GBAS, qui exclut le risque d'intégrité du niveau de protection (§ 3.6.7.1.2.2.2) et comprend les effets de toutes les défaillances du GBAS, du SBAS et des constellations satellitaires de base. Le risque d'intégrité du sous-système sol GBAS comprend le risque d'intégrité du contrôle des signaux satellitaires spécifié au § 3.6.7.3.3.

Note 2.— Le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques GBAS est la probabilité pour que le sous-système sol fournisse des informations qui, après traitement par un récepteur exempt de défauts, utilisant des données GBAS qui peuvent être employées par l'aéronef, entraînent une erreur de position relative horizontale hors tolérances non annoncée pendant une période excédant le délai d'alarme maximal. Une erreur de position relative horizontale hors tolérances est une erreur

supérieure au niveau de protection horizontal et à la limite horizontale de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides.

3.6.7.1.2.1.4.1 *Délai d'alarme pour le service de localisation GBAS.* Le délai d'alarme maximal du sous-système sol GBAS sera inférieur ou égal à 3 s si des messages de type 1 sont diffusés, et inférieur ou égal à 5,5 s si des messages de type 101 sont diffusés.

Note.— Le délai d'alarme ci-dessus est le temps s'écoulant entre le début de l'erreur de position relative horizontale hors tolérances et la transmission du dernier bit du message contenant les données d'intégrité traduisant cette situation.

3.6.7.1.2.2 *Risque d'intégrité du niveau de protection*

3.6.7.1.2.2.1 Le risque d'intégrité du niveau de protection du sous-système sol GBAS qui assure les services d'approche GBAS sera inférieur à 5×10^{-8} par approche.

Note.— Le risque d'intégrité du niveau de protection des services d'approche est le risque d'intégrité dû à la non-détection d'erreurs sur la solution de position lissée sur 100 s par rapport au point de référence GBAS supérieures aux niveaux de protection correspondants dans les deux types de conditions suivantes :

a) conditions de mesure normales définies au § 3.6.5.5.1.1 avec D_V et D_L mis à zéro ;

b) conditions de mesure dégradées définies au § 3.6.5.5.1.2 avec D_V et D_L mis à zéro.

Note.— La délimitation par le sous-système sol de la solution de position GAST D lissée sur 100 s garantira que la solution de position GAST D lissée sur 30 s sera limitée.

3.6.7.1.2.2.1.1 *Spécifications de délimitation supplémentaires pour les sous-systèmes sol FAST D.* Le σ_{vert} (utilisé pour le calcul du niveau de protection VPL_{H0}) et le σ_{lat} (utilisé pour le calcul du niveau de protection LPL_{H0}) pour le GAST D établis sur la base des paramètres diffusés (définis au § 3.6.5.5.1.1.1), et à l'exclusion de la contribution de l'élément embarqué, satisferont à la condition que la distribution des erreurs verticales et latérales des erreurs de corrections différentielles combinées sera limitée par une distribution normale à moyenne nulle et un écart type égal à σ_{vert} et σ_{lat}, comme suit :

$$\int_{y}^{\infty} f_n(x)\, dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ et}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n(x)\, dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

où

$f_n(x)$ = fonction de densité de probabilité de l'erreur de position verticale ou latérale différentielle à l'exclusion de la contribution de l'élément embarqué, et

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Le $\sigma_{vert,H1}$ (utilisé pour le calcul du niveau de protection VPL_{H1}) et le $\sigma_{lat,H1}$ (utilisé pour le calcul du niveau de protection LPL_{H1}) pour le GAST D établis sur la base des paramètres diffusés (définis au § 3.6.5.5.1.2), et à l'exclusion de la

contribution de l'élément embarqué, limiteront les erreurs de corrections différentielles combinées (comme il est défini ci-dessus) formées par tous les sous-ensembles possibles avec un seul récepteur de référence exclu.

Note 1.— La contribution de l'élément embarqué fait l'objet du § 3.6.8.3.2.1 en combinaison avec l'utilisation du modèle normalisé de multitrajets de l'élément embarqué défini au § 3.6.5.5.1.1.2.

Note 2.— Les erreurs de corrections différentielles combinées se rapportent aux corrections de code lissées par la porteuse sur la base d'une constante de temps de lissage de 100 secondes.

3.6.7.1.2.2.1.2 Pour un sous-système sol GBAS classé FAST D, le taux de mesures erronées pour un, et un seul, récepteur de référence sera inférieur à 1×10^{-5} par 150 secondes.

Note.— Des mesures erronées peuvent se produire en raison de défaillances du récepteur ou en raison de conditions environnementales spécifiques à l'emplacement d'un récepteur de référence donné.

3.6.7.1.2.2.2 Le risque d'intégrité du niveau de protection du sous-système sol GBAS qui assure le service de localisation sera inférieur à 10^{-9} par heure.

Note.— Le risque d'intégrité du niveau de protection du service de localisation GBAS est le risque d'intégrité dû à la non-détection d'erreurs sur la position horizontale par rapport au point de référence GBAS supérieures au niveau de protection du service de localisation GBAS dans les deux types de conditions suivantes :

a) conditions de mesure normales définies au § 3.6.5.5.2.1 ;

b) conditions de mesure dégradées définies au § 3.6.5.5.2.2.

3.6.7.1.3 *Continuité du service*

3.6.7.1.3.1 *Continuité du service pour les services d'approche.* La continuité du service du sous-système sol GBAS sera supérieure ou égale à $1 - 8{,}0 \times 10^{-6}$ par 15 s.

Note.— La continuité du service du sous-système sol GBAS est la probabilité moyenne par intervalle de 15 secondes que le signal VHF transmette les données à l'intérieur de la tolérance spécifiée, l'intensité du champ de diffusion de données VHF soit comprise dans l'intervalle spécifié et les niveaux de protection soient inférieurs aux seuils d'alarme, y compris les changements de configuration dus au segment spatial. Cette spécification de continuité du service est l'attribution totale de la continuité des signaux électromagnétiques spécifiée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, et, en conséquence, tous les risques pour la continuité compris dans cette spécification doivent être pris en compte par le fournisseur du sous-système sol.

3.6.7.1.3.2 *Spécifications supplémentaires de continuité du service pour FAST D.* La probabilité qu'une défaillance ou une fausse alarme du sous-système sol GBAS, exception faite du contrôle des sources de mesure de distance, entraîne une interruption non prévue du service pendant une période égale ou supérieure à 1,5 seconde ne dépassera pas $2{,}0 \times 10^{-6}$ pendant toute période de 15 secondes. La probabilité que le sous-système sol exclue une source quelconque de mesure de distance exempte de défauts des corrections de type 1 ou de type 11 en raison d'une fausse détection par les moniteurs d'intégrité sol ne dépassera pas $2{,}0 \times 10^{-7}$ pendant toute période de 15 secondes.

Note 1.— Une perte de service comprend les défaillances qui entraînent une perte de la VDB, le non-respect des spécifications relatives à l'intensité du champ VDB, les défaillances qui entraînent la transmission de données VDB hors tolérance et les alarmes dues à une défaillance de l'intégrité. Des éléments indicatifs sur les causes potentielles de la perte de service et des fausses détections par les moniteurs figurent dans le supplément D, § 7.6.2.1.

Note 2.— La continuité du FAST D est la probabilité que le sous-système sol continuera à assurer les services associés aux fonctions prévues du sous-système sol. La continuité totale pour l'aéronef des performances du système de navigation

dans le domaine de la position doit être évaluée dans le contexte d'une intégration spécifique de la géométrie des satellites et de l'avion. L'évaluation de la continuité du service de navigation dans le domaine de la position relève de la responsabilité de l'utilisateur embarqué du GAST D. Le supplément D, § 7.6.2.1, contient des renseignements supplémentaires sur la continuité.

3.6.7.1.3.3 *Continuité du service de localisation*

Note.— Selon les opérations prévues, des spécifications de continuité supplémentaires pourraient être appliquées aux sous-systèmes sol GBAS qui assurent le service de localisation GBAS.

3.6.7.2 *SPÉCIFICATIONS FONCTIONNELLES*

3.6.7.2.1 *Généralités*

3.6.7.2.1.1 *Spécifications en matière de diffusion des données*

3.6.7.2.1.1.1 Un sous-système sol GBAS diffusera les types de message définis au tableau B-147, conformément aux types de services pris en charge par le sous-système sol.

3.6.7.2.1.1.2 Chaque sous-système sol GBAS diffusera des messages de type 2 avec les blocs de données supplémentaires requis pour prendre en charge les opérations prévues.

Note.— Le supplément D, § 7.17, contient des éléments indicatifs sur l'utilisation de blocs de données supplémentaires dans le message de type 2.

3.6.7.2.1.1.3 Chaque sous-système sol GBAS qui prend en charge le type de service d'approche GBAS (GAST) B, C ou D diffusera des blocs de données FAS dans des messages de type 4 pour ces approches. Si un sous-système sol GBAS prend en charge une approche utilisant GAST A ou B et qu'il ne diffuse pas de blocs de données FAS pour les approches correspondantes, il diffusera le bloc de données supplémentaires 1 dans le message de type 2.

Note.— Les blocs de données FAS pour les procédures APV peuvent être conservés dans une base de données embarquée. La diffusion du bloc de données supplémentaires 1 permet au récepteur embarqué de sélectionner, dans la base de données embarquée, le sous-système sol GBAS qui prend en charge les procédures d'approche. Des blocs de données FAS peuvent aussi être diffusés pour prendre en charge les opérations effectuées par des aéronefs sans base de données embarquée. Ces procédures emploient des numéros de canal différents comme le précise le supplément D, § 7.7.

3.6.7.2.1.1.4 Lorsqu'il est utilisé, le message de type 5 sera diffusé par le sous-système sol à une cadence conforme aux indications du tableau B-148.

Note.— Lorsque le masque type de 5° ne suffit pas pour décrire la visibilité des satellites aux antennes du sous-système sol ou à un aéronef durant une approche donnée, le message de type 5 peut être utilisé pour transmettre des informations supplémentaires à l'aéronef.

3.6.7.2.1.1.5 *Cadence de diffusion des données.* Pour tous les types de message devant être diffusés, des messages conformes aux spécifications relatives à l'intensité de champ définies au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4.1.2 et 3.7.3.5.4.4.2.2, ainsi que les cadences minimales indiquées au tableau B-148 seront fournis à chaque point à l'intérieur du volume de service. La cadence totale de diffusion des messages par tous les systèmes d'antenne combinés du sous-système sol ne dépassera pas la cadence maximale indiquée au tableau B-148.

Note.— Le supplément D, § 7.12.4, contient des éléments indicatifs sur l'emploi des systèmes d'antenne multiples.

3.6.7.2.1.2 *Identificateur de bloc-message (MBI)*. L'indicateur MBI sera mis à « normal » ou à « essai » conformément aux spécifications de codage énoncées au § 3.6.3.4.1.

Tableau B-147. Types de messages GBAS requis pour les types de services pris en charge

Type de message	*GAST A*	*GAST B*	*GAST C*	*GAST D*
MT 1	Facultatif – Note 2	Requis	Requis	Requis
MT 2	Requis	Requis	Requis	Requis
MT2-ADB 1	Facultatif – Note 3	Facultatif – Note 3	Facultatif – Note 3	Requis
MT2-ADB 2	Facultatif – Note 4	Facultatif – Note 4	Facultatif – Note 4	Facultatif
MT2-ADB 3	Non utilisé	Non utilisé	Non utilisé	Requis
MT2-ADB 4	Recommandé	Recommandé	Recommandé	Requis
MT 3 – Note 5	Recommandé	Recommandé	Recommandé	Requis
MT 4	Facultatif	Requis	Requis	Requis
MT 5	Facultatif	Facultatif	Facultatif	Facultatif
MT 11 – Note 6	Non utilisé	Non utilisé	Non utilisé	Requis
MT 101	Facultatif – Note 2	Non autorisé	Non autorisé	Non autorisé

Note 1.— Définition des termes

- *Requis : le message doit être transmis lorsque le type de service est pris en charge.*
- *Facultatif : la transmission du message est facultative lorsque le type de service est pris en charge (non utilisé par certains sous-systèmes embarqués ou tous les sous-systèmes embarqués).*
- *Recommandé : l'utilisation du message est facultative, mais elle est recommandée lorsque le type de service est pris en charge.*
- *Non utilisé : le message n'est pas utilisé par les sous-systèmes embarqués pour ce type de service.*
- *Non autorisé : la transmission du message n'est pas autorisée lorsque le type de service est pris en charge.*

Note 2.— Les sous-systèmes sol qui prennent en charge les types de services GAST A peuvent diffuser des messages de type 1 ou 101, mais non les deux. Le supplément D, § 7.18, comprend des éléments indicatifs concernant l'utilisation du message de type 101.

Note 3.— MT2-ADB1 est requis si le service de localisation est offert.

Note 4.— MT2-ADB2 est requis si le service GRAS est offert.

Note 5.— MT3 est recommandé (GAST A, B, C) ou requis (GAST-D) ; à utiliser seulement pour satisfaire aux spécifications d'occupation prévues au § 3.6.7.4.1.3.

Note 6.— Le supplément D, § 7.20, comprend des éléments indicatifs concernant l'utilisation du message de type 11.

Tableau B-148. Cadences de diffusion des signaux de données VHF GBAS

Type de message	*Cadence de diffusion minimale*	*Cadence de diffusion maximale*
1 ou 101	Pour chaque type de mesure : tous les blocs de mesure une fois par trame (voir la Note)	Pour chaque type de mesure : tous les blocs de mesure une fois par créneau
2	Une fois par série de 20 trames consécutives	Une fois par trame (sauf comme il est indiqué au § 3.6.7.4.1.2)
3	La cadence dépend de la longueur du message et de la programmation d'autres messages (voir § 3.6.7.4.1.3)	Une fois par créneau et huit fois par trame
4	Tous les blocs FAS, une fois par série de 20 trames consécutives	Tous les blocs FAS, une fois par trame
5	Toutes les sources concernées, une fois par série de 20 trames consécutives	Toutes les sources concernées, une fois par série de 5 trames consécutives
11	Pour chaque type de mesure : Tous les blocs de mesures une fois par trame (voir Note)	Pour chaque type de mesure : Tous les blocs de mesures une fois par créneau

Note.— Un message de type 1, de type 11 ou de type 101 ou deux messages de type 1, de type 11 ou de type 101 liés à l'aide de l'indicateur de deuxième message décrit au § 3.6.4.2, 3.6.4.10.3 ou 3.6.4.11.3.

3.6.7.2.1.3 *Authentification VDB*

3.6.7.2.1.3.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que tous les sous-systèmes sol GBAS prennent en charge l'authentification VDB (§ 3.6.7.4).*

3.6.7.2.1.3.2 Tous les sous-systèmes sol classés FAST D prendront en charge l'authentification VDB (§ 3.6.7.4).

3.6.7.2.2 *Corrections de pseudodistance*

3.6.7.2.2.1 *Temps d'attente après transmission.* L'intervalle de temps entre le temps indiqué par le compte Z modifié et le dernier bit du message de type 1, de type 11 ou de type 101 diffusé ne dépassera pas 0,5 seconde.

3.6.7.2.2.2 *Données à faible taux de mise à jour.* Sauf pendant les changements d'éphémérides, la première source de mesure de distance du message de type 1, de type 11 ou de type 101 aura une séquence telle que les données à faible taux de mise à jour (telles que définies aux § 3.6.4.2.1 pour le message de type 1, 3.6.4.11.1 pour le message de type 11, et 3.6.10.1 pour le message de type 101) de chaque source de mesure de distance de la ou des constellations satellitaires de base seront transmises au moins une fois toutes les 10 secondes. Lors d'un changement d'éphémérides, la première source de mesure de distance aura une séquence telle que les données à faible taux de mise à jour de chaque source de mesure de distance de la ou des constellations satellitaires de base seront transmises au moins une fois toutes les 27 secondes. À la réception de nouvelles éphémérides provenant d'une source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base, le sous-système sol utilisera les éphémérides précédentes de chaque satellite jusqu'à ce que les nouvelles éphémérides aient été reçues de façon continue pendant au moins 2 minutes, et passera aux nouvelles éphémérides avant d'atteindre 3 minutes. Après avoir passé aux nouvelles éphémérides d'une source de mesure de distance, le sous-système sol diffusera le CRC et les informations à faible taux de mise à jour correspondantes, notamment P and P_D, pour toutes les occurrences de cette source dans les informations à faible fréquence de mise à jour du message de type 1, de type 11 ou de type 101 dans les trois trames consécutives suivantes. Pour une source donnée, le sous-système sol continuera d'émettre les données correspondant aux éphémérides précédentes jusqu'à ce que ce que le CRC des nouvelles éphémérides ait été transmis dans les informations à

faible fréquence de mise à jour du message de type 1, de type 11 ou de type 101 (voir Note). Si le CRC des éphémérides change sans qu'il y ait modification de l'IOD, le sous-système sol considérera la source de mesure de distance comme non valide.

Note.— Le délai de transition aux nouvelles éphémérides donne au sous-système embarqué le temps suffisant pour recueillir les nouvelles éphémérides.

3.6.7.2.2.2.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé de diffuser le plus souvent possible le paramètre de décorrélation des éphémérides et le CRC des éphémérides de chaque source de mesure de distance de la ou des constellations satellitaires de base.*

3.6.7.2.2.3 *Correction de pseudodistance diffusée.* Chaque correction de pseudodistance diffusée sera déterminée par combinaison des corrections estimées, que l'ensemble des récepteurs de référence aura calculées pour la source de mesure de distance pertinente. Pour chaque satellite, les mesures utilisées seront dérivées des mêmes éphémérides. Les corrections seront déduites des mesures de pseudodistance de code lissées pour chaque satellite à l'aide de la mesure de la porteuse provenant d'un filtre de lissage et des paramètres de lissage spécifiques au type de service d'approche conformément au § 3.6.5.1 de l'appendice B.

3.6.7.2.2.4 *Diffusion des paramètres d'intégrité des signaux électromagnétiques.* Le sous-système sol fournira dans le message de type 1 les paramètres σ_{pr_gnd} et B pour chaque correction de pseudodistance de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité du niveau de protection définies au § 3.6.7.1.2.2 pour GAST A, B, et C. Au moins deux valeurs de B qui n'utilisent pas le codage spécial (défini au § 3.6.4.2.4) seront fournies avec chaque correction de pseudodistance. Le sous-système sol fournira dans le message de type 101 le paramètre σ_{pr_gnd} et, s'il y a lieu, les paramètres B pour chaque correction de pseudodistance de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité du niveau de protection définies au § 3.6.7.1.2.2.

Note.— La diffusion des paramètres B est facultative pour les messages de type 101. Le supplément D, § 7.5.11, contient des éléments indicatifs sur les paramètres B dans les messages de type 101.

3.6.7.2.2.4.1 *Diffusion des paramètres d'intégrité des signaux électromagnétiques pour les sous-systèmes sol FAST D.* Les sous-systèmes sol qui prennent en charge GAST D fourniront Sigma_PR_gnd_D dans le message de type 11 et les paramètres B pour chaque correction de pseudodistance dans le message de type 1 de façon à satisfaire à la spécification relative au risque d'intégrité du niveau de protection définie au § 3.6.7.1.2.2.1.

3.6.7.2.2.4.2 Pour les systèmes FAST D diffusant le message de type 11, si σ_{pr_gnd} est codé comme non valide dans le message de type 1, alors le Sigma_PR_gnd_D pour le satellite correspondant dans le message de type 11 sera également codé comme non valide.

3.6.7.2.2.5 **Recommandation.—** *Il est recommandé que les mesures provenant d'un récepteur de référence soient contrôlées, et que les mesures erronées et les mesures provenant d'un récepteur défaillant ne soient pas utilisées dans le calcul des corrections de pseudodistance.*

3.6.7.2.2.6 *Rediffusion des messages de type 1, de type 2, de type 11 ou de type 101.* Pour un type de mesure donné dans une trame donnée, la teneur des données sera identique dans toutes les diffusions d'un message ou d'une paire liée de messages de type 1, de type 2, de type 11 ou de type 101 provenant de toutes les stations émettrices GBAS utilisant un même identificateur GBAS.

3.6.7.2.2.7 *Identification des données.* Le sous-système sol GBAS donnera au champ IOD de chaque bloc de mesures de distance la valeur IOD transmise par la source de mesure correspondant aux éphémérides utilisées pour calculer la correction de pseudodistance.

3.6.7.2.2.8 *Application des modèles d'erreur relatifs aux signaux.* Les corrections ionosphériques et troposphériques ne seront pas appliquées aux pseudodistances utilisées pour calculer les corrections de pseudodistance.

3.6.7.2.2.9 *Paire liée de messages de type 1, de type 11 ou de type 101.* Si une paire liée de messages de type 1, de type 11 ou de type 101 est transmise :

a) les deux messages auront le même compte Z modifié ;

b) ils contiendront au moins une correction de pseudodistance ;

c) le bloc de mesures pour un satellite donné ne sera pas diffusé plus d'une fois dans une paire de messages liée ;

d) les deux messages seront diffusés dans des créneaux temporels différents ;

e) l'ordre des valeurs B sera le même dans les deux messages.

f) pour un type de mesure particulier, le nombre de mesures et les données à faible taux de mise à jour seront calculés séparément pour chacun des deux messages ;

g) dans le cas de FAST D, lorsqu'une paire de messages de type 1 liés est transmise, il y aura également une paire de messages de type 11 liés ;

h) si les types de messages liés de type 1 ou de type 11 sont utilisés, les satellites seront divisés en les mêmes ensembles et dans le même ordre dans les messages de type 1 et les messages de type 11.

Note.— Les messages de type 1 peuvent comprendre des satellites supplémentaires non disponibles dans les messages de type 11, mais l'ordre relatif des satellites disponibles dans les deux messages est le même dans les messages de type 1 et de type 11. Le traitement embarqué n'est pas possible pour les satellites inclus dans le message de type 11 mais non inclus dans le message de type 1 correspondant.

3.6.7.2.2.9.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé de n'utiliser des messages liés que lorsqu'il y a plus de corrections de pseudodistance à transmettre que ne peut en contenir un seul message de type 1.*

3.6.7.2.2.10 *Spécifications relatives au compte Z modifié*

3.6.7.2.2.10.1 *Actualisation du compte Z modifié*. Le compte Z modifié des messages de type 1, de type 11 ou de type 101 pour un type de mesure donné avancera à chaque trame.

3.6.7.2.2.10.2 Si un message de type 11 est diffusé, les messages de type 1 et de type 11 correspondants auront le même compte Z modifié.

3.6.7.2.2.11 *Paramètres de décorrélation des éphémérides*

3.6.7.2.2.11.1 *Paramètres de décorrélation des éphémérides pour les services d'approche*. Les sous-systèmes sol qui diffusent le bloc de données supplémentaires 1 dans le message de type 2 diffuseront le paramètre de décorrélation des éphémérides dans le message de type 1 pour chaque source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité du sous-système sol définies au § 3.6.7.1.2.1.1.1.

3.6.7.2.2.11.2 *Paramètres de décorrélation des éphémérides pour GAST D.* Les sous-systèmes sol classés FAST D diffuseront le paramètre de décorrélation des éphémérides dans le message de type 11 pour chaque source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité des signaux électromagnétiques du sous-système sol définies au § 3.6.7.1.2.1.1.2.

3.6.7.2.2.11.3 *Service de localisation GBAS.* Les sous-systèmes sol qui assurent le service de localisation GBAS diffuseront le paramètre de décorrélation des éphémérides dans le message de type 1 pour chaque source de mesure de distance

d'une constellation satellitaire de base de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité des signaux électromagnétiques du sous-système sol définies au § 3.6.7.1.2.1.4.

3.6.7.2.3 *Données sur le GBAS*

3.6.7.2.3.1 *Paramètres relatifs au retard troposphérique.* Le sous-système sol diffusera dans le message de type 2 un indice de réfraction, une hauteur d'échelle et un coefficient d'incertitude de réfraction de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité du niveau de protection définies au § 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.2 *Indicateur GCID*

3.6.7.2.3.2.1 *Indicateur GCID pour FAST A, B ou C.* L'indicateur GCID sera mis à 1 si le sous-système sol satisfait aux spécifications énoncées aux § 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.3.2 et 3.6.7.3.3.1, mais pas à toutes les spécifications des § 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1 et 3.6.7.1.3.2, sinon il prendra la valeur 7.

Note.— Certaines des spécifications applicables à FAST D sont les mêmes que celles qui s'appliquent à FAST A, B et C. Il se peut qu'un sous-système sol satisfasse à certaines des spécifications applicables à FAST D, mais « pas à toutes ». Dans ce cas, l'indicateur GCID serait mis à 1 pour indiquer que le sous-système sol ne satisfait qu'aux spécifications applicables à FAST A, B ou C.

3.6.7.2.3.2.2 *Indicateur GCID pour FAST D.* L'indicateur GCID sera mis à 2 si le sous-système sol satisfait aux spécifications énoncées aux § 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.1.3.2, 3.6.7.3.2 et 3.6.7.3.3, sinon il sera réglé conformément à 3.6.7.2.3.2.1.

3.6.7.2.3.2.3 Les valeurs 3 et 4 du GCID sont réservées pour de futurs types de services et ne seront pas utilisées.

3.6.7.2.3.3 *Précision de position du centre de phase de l'antenne de référence GBAS.* Pour chaque récepteur de référence GBAS, l'erreur sur la position du centre de phase de l'antenne de référence sera inférieure à 8 cm par rapport au point de référence GBAS.

3.6.7.2.3.4 **Recommandation.—** Précision des levés du point de référence GBAS. *Il est recommandé que l'erreur des levés du point de référence GBAS, dans le système WGS-84, soit inférieure à 0,25 m dans le plan vertical et à 1 m dans le plan horizontal.*

Note.— Le supplément D, § 7.16, contient des éléments indicatifs à ce sujet.

3.6.7.2.3.5 *Paramètre d'estimation de l'incertitude ionosphérique*

3.6.7.2.3.5.1 *Paramètre d'estimation de l'incertitude ionosphérique pour tous les sous-systèmes sol.* Le sous-système sol diffusera un paramètre de gradient de retard ionosphérique dans le message de type 2 de manière à satisfaire aux spécifications du § 3.6.7.1.2.2 relatives au risque d'intégrité du niveau de protection.

3.6.7.2.3.5.2 *Paramètre d'estimation de l'incertitude ionosphérique pour les sous-systèmes sol FAST D.* Le sous-système sol diffusera un paramètre de gradient de retard ionosphérique dans le message de type 2, bloc de données supplémentaires 3, de manière à satisfaire aux spécifications du § 3.6.7.1.2.2 relatives au risque d'intégrité du niveau de protection.

Note.— Le supplément D, § 7.5.6.1.3 et 7.5.6.1.4, contient des éléments indicatifs sur la délimitation de l'erreur dans le domaine de la position FAST D pour les erreurs ionosphériques.

3.6.7.2.3.6 Les sous-systèmes sol qui assurent le service de localisation GBAS diffuseront les paramètres des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides au moyen du bloc de données supplémentaires 1 dans le message de type 2.

3.6.7.2.3.7 **Recommandation.—** *Il est recommandé que tous les sous-systèmes sol diffusent les paramètres des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides au moyen du bloc de données supplémentaires 1 dans le message de type 2.*

3.6.7.2.3.8 Les sous-systèmes sol qui diffusent le bloc de données supplémentaires 1 dans le message de type 2 doivent satisfaire aux spécifications suivantes :

3.6.7.2.3.8.1 *Distance utile maximale*. Le sous-système sol fournira la distance utile maximale (D_{max}). Lorsque le service de localisation est assuré, les spécifications relatives au risque d'intégrité du sous-système sol définies au § 3.6.7.1.2.1.4 et les spécifications relatives au risque d'intégrité du niveau de protection définies au § 3.6.7.1.2.2.2 seront respectées à l'intérieur de D_{max}. Lorsque le service d'approche est assuré, la distance utile maximale comprendra au moins tous les volumes de service d'approche pris en charge.

3.6.7.2.3.8.2 *Paramètres de détection manquée des éphémérides*. Le sous-système sol diffusera les paramètres de détection manquée des éphémérides pour chaque constellation satellitaire de base de façon à satisfaire aux spécifications relatives au risque d'intégrité du sous-système sol définies au § 3.6.7.1.2.1.

3.6.7.2.3.8.3 *Indication de service de localisation GBAS*. S'il ne satisfait pas aux spécifications des § 3.6.7.1.2.1.4 et 3.6.7.1.2.2.2, le sous-système sol indiquera au moyen du paramètre RSDS que le service de localisation GBAS n'est pas assuré.

3.6.7.2.3.9 Si les données VHF sont diffusées sur plus d'une fréquence à l'intérieur de la zone de service GRAS, chaque station émettrice GBAS rattachée au sous-système sol GRAS diffusera des blocs de données supplémentaires 1 et 2.

3.6.7.2.3.9.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que les données VHF diffusées comprennent les paramètres du bloc de données supplémentaires 2 pour identifier les numéros de canal et l'emplacement des stations émettrices GBAS adjacentes et avoisinantes rattachées au sous-système sol GRAS.*

Note.— Ces informations facilitent le transfert d'une station émettrice GBAS aux autres stations émettrices GBAS rattachées au sous-système sol GRAS.

3.6.7.2.4 *Données de segment d'approche finale*

3.6.7.2.4.1 *Précision des points de données FAS.* L'erreur d'analyse relative entre les points de données FAS et le point de référence GBAS sera inférieure à 0,25 m sur le plan vertical et à 0,40 m sur le plan horizontal.

3.6.7.2.4.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le code CRC du segment d'approche finale soit attribué au moment de l'élaboration des procédures, puis conservé tel quel en tant que partie intégrante du bloc de données FAS.*

3.6.7.2.4.3 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le GBAS offre la possibilité de donner la valeur 1111 1111 aux paramètres FASVAL et FASLAL, quel que soit le bloc de données FAS, dans le premier cas pour restreindre l'utilisation des données aux écarts latéraux, et dans le second pour indiquer que l'approche ne doit pas être utilisée.*

3.6.7.2.4.4 *LTP/FTP pour FAST D*. Pour une approche qui prend en charge GAST D, le point LTP/FTP dans la définition correspondante du FAS se situera à l'intersection de l'axe de piste et du seuil d'atterrissage.

Note.— Les systèmes embarqués peuvent calculer la distance jusqu'au seuil d'atterrissage au moyen du LTP/FTP. Pour les approches GAST D, le LTP/FTP doit être au seuil de façon à ce que ces calculs de la distance restant à parcourir expriment fiablement la distance jusqu'au seuil.

3.6.7.2.4.5 *Emplacement du FPAP pour FAST D.* Pour une approche qui prend en charge GAST D, le point FPAP dans la définition correspondante du FAS se situera sur le prolongement de l'axe de piste et le paramètre ΔDécalage longitudinal sera codé pour indiquer correctement l'extrémité aval de la piste.

3.6.7.2.5 *Données relatives à la disponibilité prévue des sources de mesure de distance*

Note.— Ces données sont facultatives pour les sous-systèmes sol FAST A, B, C ou D, mais pourraient être requises par de futurs types d'opération.

3.6.7.2.6 *Spécifications fonctionnelles générales sur le renforcement*

3.6.7.2.6.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que les sous-systèmes sol GBAS classés FAST C ou FAST D assurent un renforcement basé au minimum sur le GPS.*

3.6.7.2.6.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que les sous-systèmes sol classés FAST C soient capables de traiter et de diffuser des corrections pour au moins 12 satellites de chaque constellation de base pour laquelle des corrections différentielles sont fournies.*

3.6.7.2.6.3 Les sous-systèmes sol classés FAST D seront capables de traiter et de diffuser des corrections différentielles pour au moins 12 satellites d'une constellation de base.

Note.— La validation technique a seulement été achevée pour le GAST D appliqué au GPS.

3.6.7.2.6.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé que, toutes les fois que cela sera possible, des corrections différentielles pour tous les satellites visibles ayant un angle de site supérieur à 5 degrés au-dessus du plan horizontal local tangent à l'ellipsoïde à l'emplacement de référence du sous-système sol soient fournies pour chaque constellation de base pour laquelle le renforcement est assuré.*

Note.— Dans le contexte ci-dessus, l'expression « toutes les fois que cela sera possible » signifie toutes les fois où le respect d'une autre spécification des présentes SARP (par exemple, § 3.6.7.3.3.1) n'empêche pas de fournir une correction différentielle pour un satellite particulier.

3.6.7.3 *CONTRÔLE*

3.6.7.3.1 *Contrôle des signaux radioélectriques*

3.6.7.3.1.1 *Contrôle de la diffusion des données VHF.* Les transmissions de données seront contrôlées. Elles cesseront dans un délai de 0,5 seconde en cas de non-concordance pendant une période de 3 secondes entre les données d'application transmises et les données d'application dérivées ou stockées par le système de contrôle avant la transmission. Pour les sous-systèmes sol FAST D, la transmission des messages de type 11 cessera dans un délai de 0,5 seconde en cas de non-concordance persistante pendant toute période de 1 seconde entre les données d'application transmises et les données d'application dérivées ou stockées par le système de contrôle avant la transmission.

Note.— Pour les sous-systèmes sol qui prennent en charge l'authentification, cesser la transmission des données signifie cesser la transmission des message de type 1 et/ou des messages de type 11, le cas échéant, ou cesser la transmission des messages de type 101. Conformément au § 3.6.7.4.1.3, le sous-système sol doit encore transmettre des messages de façon que le pourcentage défini, ou un pourcentage supérieur, de chaque créneau assigné soit occupé. Cela peut être obtenu en transmettant des messages de type 2, de type 3, de type 4 et/ou de type 5.

3.6.7.3.1.2 *Contrôle des créneaux AMRT.* Le risque que le sous-système sol transmette un signal dans un créneau non attribué et ne détecte pas dans un délai de 1 seconde une transmission hors créneau qui ne respecte pas les limites définies au § 3.6.2.6 sera inférieur à 1×10^{-7} dans toute période de 30 secondes. En cas de détection de transmissions hors créneau, le sous-système sol cessera toute émission de données en moins de 0,5 seconde.

3.6.7.3.1.3 *Contrôle de la puissance de l'émetteur VDB.* La probabilité que la puissance émise des signaux à polarisation horizontale ou elliptique augmente de plus de 3 dB par rapport à la puissance nominale pendant plus de 1 seconde sera inférieure à $2{,}0 \times 10^{-7}$ dans toute période de 30 secondes.

Note.— La composante verticale n'est contrôlée que dans le cas de l'équipement GBAS/E.

3.6.7.3.2 *Contrôle des données*

3.6.7.3.2.1 *Contrôle de la qualité des diffusions.* Le contrôle effectué par le sous-système sol sera conforme aux spécifications relatives au délai d'alarme énoncées au § 3.6.7.1.2.1. Le contrôle consistera :

a) à diffuser des messages de type 1 (et de type 11 si la diffusion de ce type est prévue) ou de type 101 sans blocs de mesures ;

b) à diffuser des messages de type 1 (et de type 11 si la diffusion de ce type est prévue) ou de type 101 avec le champ $\sigma_{pr\_gnd,i}$ (et $\sigma_{pr\_gnd\_D,I}$ si ce champ est diffusé) indiquant que la source de mesure de distance est non valide, quelle que soit la source indiquée dans la trame précédente ; ou

c) à mettre fin à la diffusion des données.

Note.— Les mesures des alinéas a) et b) sont préférables à l'alinéa c) si le mode de défaillance permet cette réponse, étant donné que le délai d'alarme des signaux électromagnétiques est habituellement moins élevé pour les alinéas a) et b).

3.6.7.3.3 *Contrôle de l'intégrité des sources de mesure de distance GNSS*

3.6.7.3.3.1 Le sous-système sol contrôlera les signaux des satellites afin de déceler d'éventuelles causes de mauvais fonctionnement du traitement différentiel des récepteurs embarqués conformes aux restrictions de poursuite spécifiées dans le supplément D, § 8.11. Le délai d'alarme du moniteur sera conforme au § 3.6.7.1.2. Le moniteur mettra le paramètre σ_{pr_gnd} à la valeur 1111 1111 pour le satellite ou exclura le satellite du message de type 1, de type 11 ou de type 101.

3.6.7.3.3.1.1 Le sous-système sol utilisera la crête de corrélation la plus élevée dans tous les récepteurs employés pour la génération des corrections de pseudodistance. Le sous-système sol détectera également les situations qui causent plus d'un passage à zéro pour les récepteurs embarqués qui utilisent la fonction de discrimination avance-retard décrite dans le supplément D, § 8.11.

3.6.7.3.3.2 Pour les sous-systèmes sol FAST D, la probabilité que l'erreur au point de seuil à l'atterrissage (LTP) de toute piste pour laquelle le sous-système sol prend en charge GAST D, |Er|, sur la pseudodistance corrigée lissée sur 30 secondes (§ 3.6.5.2) causée par une défaillance de la source de mesure de distance, ne soit pas détectée et prise en compte dans un délai de 1,5 seconde dans le message de type 11 diffusé se situera dans la région spécifiée au tableau B-149. Les défaillances de la source de mesure de distance pour lesquelles cette spécification s'applique sont les suivantes :

a) déformation du signal (Note 1) ;

b) divergence code-porteuse ;

c) accélération excessive de la pseudodistance, par exemple un échelon ou autre changement rapide ;

d) diffusion erronée des données d'éphémérides du satellite.

Note 1.— Voir le supplément D, § 8.11, pour de plus amples renseignements sur l'avionique GAEC-D concernant la déformation du signal.

Tableau B-149. Paramètres P_{md_limit}

Probabilité de détection manquée	*Erreur de pseudodistance (mètres)*
$P_{md\_limit} \leq 1$	$0 \leq \lvert E_r \rvert < 0{,}75$
$P_{md\_limit} \leq 10^{(-2{,}56 \times \lvert Er \rvert + 1{,}92)}$	$0{,}75 \leq \lvert E_r \rvert < 2{,}7$
$P_{md\_limit} \leq 10^{-5}$	$2{,}7 \leq \lvert E_r \rvert < \infty$

Note 2.— Une fois qu'elle est détectée, une défaillance de la source de mesure de distance peut être traduite dans le message de type 11 :

a) soit en supprimant du message de type 11 la correction pour le satellite correspondant,

b) soit en marquant le satellite comme non valide en utilisant le codage de $\sigma_{pr\_gnd\_D}$ (§ 3.6.4.11.4).

Note 3.— La probabilité acceptable d'une région de détection manquée est définie en fonction de l'erreur de pseudodistance corrigée différentiellement. L'erreur de pseudodistance corrigée différentiellement, |Er|, comprend l'erreur résultant de la défaillance d'une seule source de mesure de distance, pourvu que l'avionique de l'aéronef applique correctement les corrections diffusées dans le message de type 11 du sous-système sol GBAS (c'est-à-dire la correction de pseudodistance et le taux de correction de distance définis au § 3.6.4.11) comme il est spécifié au § 3.6.8.3. L'évaluation de la performance P_{md} comprend le bruit de bon fonctionnement du sous-système sol GBAS. La croissance de |Er| dans le temps devrait prendre en compte la latence des données du sous-système sol, mais pas la latence de l'élément embarqué, comme il est décrit dans le supplément D, § 7.5.14.

Note 4.— Le supplément D, § 7.5.14, contient des renseignements supplémentaires sur les spécifications relatives aux conditions et au contrôle des défaillances de la source de mesure de distance pour les sous-systèmes sol FAST D. Les messages manqués ne doivent pas nécessairement être considérés comme un des critères de la conformité à la présente spécification.

3.6.7.3.3.3 Pour les sous-systèmes sol FAST D, la probabilité qu'une erreur au LTP de toute piste pour laquelle le sous-système sol prend en charge le GAST D, |Er|, supérieure à 1,6 mètre sur la pseudodistance corrigée lissée sur 30 secondes (§ 3.6.5.2), causée par une défaillance de la source de mesure de distance, ne soit pas détectée et prise en compte dans un délai de 1,5 seconde dans le message de type 11 diffusé sera inférieure à 1×10^{-9} pour tout atterrissage lorsqu'elle est multipliée par la probabilité a priori ($P_{apriori}$).

Les défaillances de la source de mesure de distance pour lesquelles cette spécification s'applique sont les suivantes :

a) déformation du signal (Note 1) ;

b) divergence code-porteuse ;

c) accélération excessive de la pseudodistance, par exemple, un échelon ou autre changement rapide ;

d) diffusion erronée des données d'éphémérides du satellite.

Note 1.— Voir le supplément D, § 8.11 pour de plus amples renseignements sur l'avionique GAEC-D concernant la déformation du signal.

Note 2.— Il est prévu que la probabilité a priori de chaque défaillance de la source de mesure de distance ($P_{apriori}$) soit la même valeur que celle qui est utilisée dans l'analyse pour démontrer la conformité avec les spécifications relatives à la délimitation de l'erreur FAST C et D (voir appendice B, § 3.6.5.5.1.1.1).

Note 3.— Une fois qu'elle est détectée, une défaillance de la source de mesure de distance peut être traduite dans le message de type 11 :

a) soit en supprimant du message de type 11 la correction pour le satellite correspondant,

b) soit en marquant le satellite comme non valide en utilisant le codage de $\sigma_{pr\_gnd\_D}$ (§ 3.6.4.11.4).

Note 4.— Le supplément D, § 7.5.14, contient des renseignements supplémentaires sur les spécifications relatives aux conditions et au contrôle des défaillances de la source de mesure de distance pour les sous-systèmes sol FAST D. Les messages manqués ne doivent pas nécessairement être considérés comme un des critères de la conformité à la présente spécification.

3.6.7.3.4 *Atténuation du gradient ionosphérique*

Pour les sous-systèmes sol FAST D, la probabilité d'une erreur (|Er|) dans la pseudodistance corrigée lissée sur 30 secondes au LTP pour chaque piste prise en charge par GAST D, qui a) est causée par un gradient de retard ionosphérique spatial, b) est supérieure à la valeur E_{IG} calculée à partir du message de type 2 diffusé et c) n'est pas détectée et prise en compte dans un délai de 1,5 seconde dans le message de type 11 diffusé, sera inférieure à 1×10^{-9} pour tout atterrissage. Le sous-système sol FAST D limitera les paramètres de type 2 diffusés pour garantir que le E_{IG} maximal à chaque LTP soutenant des opérations GAST D ne dépassera pas 2,75 mètres, à moins qu'il soit démontré que les besoins opérationnels permettent une valeur supérieure.

Note 1.— La probabilité totale d'un gradient de retard non détecté comprend la probabilité a priori du gradient et la probabilité d'une détection manquée par le ou les moniteur(s).

Note 2.— Des éléments indicatifs sur la validation, applicables à l'atténuation du gradient ionosphérique, figurent au § 7.5.6.1.8.

Note 3.— Pour diffuser des paramètres de type 2 tels que la valeur de l'E_{IG} dépasse 2,75 m pour un LTP particulier soutenant des opérations GAST D, une analyse adaptée démontrera que la continuité et la disponibilité GAST D qui en résulteront soutiennent l'opération envisagée. Des orientations sur l'évaluation de l'acceptabilité de valeurs E_{IG} supérieures à 2,75 m figurent au § 7.5.13.1.

3.6.7.4 *SPÉCIFICATIONS FONCTIONNELLES DES PROTOCOLES D'AUTHENTIFICATION*

3.6.7.4.1 *Spécifications fonctionnelles des sous-systèmes sol prenant en charge l'authentification*

3.6.7.4.1.1 Le système sol diffusera le bloc de données supplémentaires 4 avec le message de type 2, le champ définition du groupe de créneaux étant codé pour indiquer les créneaux qui sont assignés à la station sol.

3.6.7.4.1.2 Le sous-système sol ne diffusera chaque message de type 2 que dans un des ensembles de créneaux définis comme créneaux approuvés MT 2. Le premier créneau du groupe de créneaux approuvés MT 2 correspond au codage du SSID pour le sous-système sol. Le créneau A est représenté par SSID = 0, le créneau B par 1, le créneau C par 2, et le créneau H par 7. Le groupe de créneaux approuvés MT 2 comprend aussi le créneau qui suit le créneau qui correspond au SSID de la station s'il existe dans la trame. S'il n'y a pas de créneau supplémentaire avant la fin de la trame, seul le SSID est inclus dans l'ensemble.

Note.— Par exemple, le groupe de créneaux approuvés MT 2 pour SSID = 0 comprend les créneaux {A, B} tandis que le groupe de créneaux approuvés MT 2 pour SSID = 6 comprend les créneaux {G, H}. Le groupe de créneaux approuvés MT 2 pour SSID = 7 comprend le créneau {H} seulement.

3.6.7.4.1.2.1 L'ensemble de créneaux attribués à une station sol comprendra au minimum tous les créneaux approuvés MT 2 décrits au § 3.6.7.4.1.2.

3.6.7.4.1.3 *Occupation du créneau assigné.* Le sous-système sol transmettra les messages de manière à occuper 89 % ou plus de chaque créneau assigné. Au besoin, les messages de type 3 seront utilisés pour remplir l'espace inutilisé dans un créneau temporel assigné.

Note 1.— Le supplément D, § 7.21, contient des renseignements supplémentaires sur le calcul de l'occupation des créneaux.

Note 2.— Cette spécification s'applique à l'ensemble des transmissions de tous les émetteurs d'un sous-système sol GBAS. En raison du blocage des signaux, il est possible que toutes les transmissions ne soient pas reçues dans le volume de service.

3.6.7.4.1.4 *Codage de l'identificateur de trajectoire de référence.* La première lettre de chaque identificateur de trajectoire de référence inclus dans chaque bloc de données de segment d'approche finale (FAS) diffusé par le sous-système sol dans des messages de type 4 sera sélectionnée de manière à indiquer le SSID du sous-système sol, conformément au codage suivant :

Codage :	A	=	SSID 0
	X	=	SSID 1
	Z	=	SSID 2
	J	=	SSID 3
	C	=	SSID 4
	V	=	SSID 5
	P	=	SSID 6
	T	=	SSID 7

3.6.7.4.2 *Spécifications fonctionnelles des sous-systèmes sol qui ne prennent pas en charge l'authentification*

3.6.7.4.2.1 *Codage de l'identificateur de trajectoire de référence.* Les caractères de l'ensemble {A X Z J C V P T} ne seront pas utilisés comme premier caractère de l'identificateur de trajectoire de référence inclus dans le bloc FAS diffusé par le sous-système sol à l'aide des messages de type 4.

3.6.8 ÉLÉMENTS D'AÉRONEF

3.6.8.1 *Récepteur GNSS.* Le récepteur GNSS compatible GBAS traitera les signaux provenant du GBAS conformément aux spécifications énoncées dans la présente section ainsi qu'aux § 3.1.3.1 et/ou 3.2.3.1 et/ou 3.5.8.1.

Note.— Afin de garantir l'obtention de la performance requise et la réalisation des objectifs fonctionnels pour GAST D, il faut que l'équipement embarqué satisfasse à des normes de performance et fonctionnelles définies. Les normes de performances opérationnelles minimales applicables sont détaillées dans le document DO-253D de la RTCA.

3.6.8.2 *CRITÈRES DE PERFORMANCE*

3.6.8.2.1 *Précision du récepteur GBAS embarqué*

3.6.8.2.1.1 Dans le cas du GPS et du GLONASS, la moyenne quadratique (rms) de la contribution totale du récepteur embarqué aux erreurs commises sera :

$$RMS_{pr\_air}(\theta_n) \leq a_0 + a_1 \times e^{-(\theta_n/\theta_0)}$$

où

n	=	n^e source de mesure de distance
θ_n	=	angle de site de la n^e source de mesure de distance
a_0, a_1 et θ_0	=	voir le tableau B-150 dans le cas du GPS et le tableau B-151 dans le cas du GLONASS

3.6.8.2.1.2 Dans le cas des satellites SBAS, la moyenne quadratique de la contribution totale du récepteur embarqué aux erreurs commises sera celle qui est indiquée au § 3.5.8.2.1 pour chacun des indicateurs de précision d'élément embarqué définis.

Note.— La contribution du récepteur embarqué ne comprend pas l'erreur de mesure due aux trajets multiples provenant de la cellule de l'aéronef.

Tableau B-150. Spécification de précision des récepteurs GPS embarqués

Indicateur de précision de l'élément embarqué	θ_n *(degrés)*	a_0 *(mètres)*	a_1 *(mètres)*	θ_0 *(degrés)*
A	≥5	0,15	0,43	6,9
B	≥5	0,11	0,13	4

Tableau B-151. Spécification de précision des récepteurs GLONASS embarqués

Indicateur de précision de l'élément embarqué	θ_n *(degrés)*	a_0 *(mètres)*	a_1 *(mètres)*	θ_0 *(degrés)*
A	≥5	0,39	0,9	5,7
B	≥5	0,105	0,25	5,5

3.6.8.2.2 *Critères de performance des récepteurs de diffusion de données VHF (VDB)*

3.6.8.2.2.1 *Gamme d'accord.* Le récepteur VDB pourra être accordé sur la gamme de fréquences 108,000 – 117,975 MHz par pas de 25 kHz.

3.6.8.2.2.2 *Gamme d'accrochage.* Le récepteur VDB permettra l'acquisition et la poursuite des signaux dans une bande de 418 Hz située de part et d'autre de la fréquence nominale assignée.

Note.— La spécification précédente traduit la stabilité en fréquence du sous-système sol GBAS et le décalage Doppler maximal dû au déplacement de l'aéronef. Il est recommandé que la gamme dynamique de la commande automatique de fréquence prenne également en compte le bilan d'erreurs associé à la stabilité en fréquence du récepteur VDB embarqué.

3.6.8.2.2.3 *Taux de messages non valides du récepteur VDB.* Le récepteur VDB présentera un taux de messages non valides inférieur ou égal à 1 sur 1 000 messages de données d'application, pleine longueur (222 octets), dans les limites de l'intensité du champ RF définie au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4, reçue par l'antenne de bord. Cette prescription s'appliquera quand la variation de la puissance moyenne du signal reçu entre rafales successives dans un créneau temporel donné ne dépasse pas 40 dB. Les messages non valides comprennent les messages perdus par le récepteur et ceux pour lesquels le contrôle de redondance cyclique s'avère négatif après application de la FEC.

Note 1.— Une antenne de réception VDB embarquée peut être à polarisation horizontale ou verticale. En raison de la différence de force du signal dans les plans horizontal et vertical, la perte totale maximale liée au mode d'installation à bord, dans le cas des antennes à polarisation horizontale, est supérieure de 4 dB à celle des antennes à polarisation verticale. Voir le supplément D, § 7.2, pour des éléments indicatifs sur la détermination de la perte liée au mode d'installation à bord.

Note 2.— Il est acceptable de dépasser la spécification de variation de puissance du signal dans des parties limitées du volume de service lorsque les exigences opérationnelles le permettent. Voir les éléments indicatifs au supplément D, § 7.12.4.1.

3.6.8.2.2.4 *Décodage des créneaux temporels VDB.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 pour tous les types de messages requis (§ 3.6.8.3.1.2.1) du sous-système sol GBAS sélectionné. Ces spécifications seront satisfaites en présence d'autres transmissions GBAS dans tous les créneaux temporels pour lesquels les niveaux observés sont conformes à ceux indiqués au § 3.6.8.2.2.5.1, alinéa b).

Note.— Par « autres transmissions GBAS », il faut entendre : a) les autres types de messages présentant le même SSID, et b) les messages dont le SSID est différent.

3.6.8.2.2.5 *Réjection sur canal commun*

3.6.8.2.2.5.1 *Diffusion de données VHF considérée comme la source de signaux non désirés.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal de données non désiré émis sur un canal commun VHF et présentant une des caractéristiques suivantes :

a) attribué au ou aux mêmes créneaux temporels et de puissance inférieure de 26 dB ou moins à celle du signal VHF désiré à l'entrée du récepteur ;

b) attribué à un ou à des créneaux temporels différents et ne dépassant pas 72 dB au-dessus de l'intensité de champ minimale du signal VDB désiré définie au § 3.7.3.5.4.4.

3.6.8.2.2.5.2 *VOR considéré comme la source de signaux non désirés.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal VOR non désiré émis sur canal commun et de puissance inférieure de 26 dB à celle du signal VDB désiré à l'entrée du récepteur.

3.6.8.2.2.5.3 *Radiophare d'alignement de piste ILS considéré comme la source de signaux non désirés.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal du radiophare d'alignement ILS non désiré émis sur canal commun et de puissance inférieure de 26 dB à celle du signal VDB utile à l'entrée du récepteur.

3.6.8.2.2.6 *Réjection sur canal adjacent.* Le niveau des signaux non désirés du radiophare d'alignement ILS ou du VOR sera mesuré comme étant la puissance de la porteuse radioélectrique.

Note.— Bien que S_{max} soit la puissance maximale du signal VDB utile, elle sert à limiter la puissance maximale à l'entrée du récepteur du signal non désiré transmis sur un canal adjacent.

3.6.8.2.2.6.1 *Premiers canaux de 25 kHz adjacents (±25 kHz).* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal non désiré dont les niveaux de puissance à l'entrée du récepteur vont jusqu'à S_{max} sur un canal adjacent décalé de ±25 kHz par rapport au canal désiré, et présentant une des caractéristiques suivantes :

a) puissance supérieure de 18 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est un autre signal VDB attribué au ou aux mêmes créneaux temporels ; ou

b) puissance égale à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est le signal VOR ; ou

c) puissance égale à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est le signal du radiophare d'alignement ILS.

3.6.8.2.2.6.2 *Deuxièmes canaux de 25 kHz adjacents (±50 kHz).* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal non désiré dont les niveaux de puissance à l'entrée du récepteur vont jusqu'à S_{max} sur un canal adjacent décalé de ±50 kHz par rapport au canal désiré, et présentant une des caractéristiques suivantes :

a) puissance supérieure de 43 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est un autre signal VDB attribué au ou aux mêmes créneaux temporels ; ou

b) puissance supérieure de 34 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est le signal VOR.; ou

c) puissance supérieure de 34 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est le signal du radiophare d'alignement ILS.

3.6.8.2.2.6.3 *Troisièmes canaux de 25 kHz adjacents et jusqu'au trente-neuvième (±75 kHz à ± 975 kHz).* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal non désiré dont les niveaux de puissance à l'entrée du récepteur vont jusqu'à S_{ma} sur un canal adjacent décalé de ±75 kHz à ± 975 kHz par rapport au canal désiré, et présentant une des caractéristiques suivantes :

a) puissance supérieure de 46 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est un autre signal VDB attribué au ou aux mêmes créneaux temporels ; ou

b) puissance supérieure de 46 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est le signal VOR ; ou

c) puissance supérieure de 46 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est le signal du radiophare d'alignement ILS.

3.6.8.2.2.6.4 *Quarantièmes canaux de 25 kHz adjacents et canaux adjacents suivants (± 1 MHz ou plus).* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un signal non désiré sur un canal adjacent décalé de 1 MHz ou plus par rapport au canal désiré, et présentant une des caractéristiques suivantes :

a) puissance supérieure de 46 dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré dont les niveaux de puissance à l'entrée du récepteur vont jusqu'à S_{max} est un autre signal VDB attribué au ou aux mêmes créneaux temporels ; ou

b) puissance supérieure de 46 + ΔP dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est un signal VOR dont les niveaux de puissance à l'entrée du récepteur vont jusqu'à S_{max} – ΔP dB et que la plage de ΔP est de 0 à 14 dB ; ou

c) puissance supérieure de 46 + ΔP dB à celle du signal désiré à l'entrée du récepteur si le signal non désiré est un signal du radiophare d'alignement ILS dont les niveaux de puissance à l'entrée du récepteur vont jusqu'à S_{max} – ΔP dB et que la plage de ΔP est de 0 à 14 dB.

Note 1.— ΔP est égal à la différence entre S_{max} et la puissance du signal non désiré à l'entrée du récepteur, les deux contraintes suivantes étant applicables : ΔP est égal à 0 dB quand la puissance non désirée atteint S_{max} ; ΔP est égal à 14 dB quand la puissance non désirée est inférieure de 14 dB ou plus à S_{max}.

Note 2.— Les spécifications des alinéas b) et c) tiennent compte d'une intermodulation du troisième ordre entre le signal non désiré et l'oscillateur local dans le premier mélangeur de l'étage d'entrée RF du récepteur VDB ; ce qui est similaire à l'immunité à l'égard de l'intermodulation FM au § 3.6.8.2.2.8.3 où N_1 est le signal non désiré et N_2 est l'oscillateur local.

3.6.8.2.2.6.5 *Rétablissement du récepteur à la suite d'une puissance excessive de courte durée du signal non désiré*. Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 dans une période de 187,5 ms (équivalant à la durée de trois créneaux VDB) après un signal brouilleur dans un canal adjacent (radiophare d'alignement ILS ou émetteur VOR) dont la puissance est supérieure à S_{max} pendant au plus 2,5 s et d'au plus 9 dB à l'entrée du récepteur.

Note 1.— Cette prescription permet la réception sur une brève période d'une puissance excessive durant le survol d'un radiophare d'alignement ILS ou d'un émetteur VOR. La durée de la puissance excessive est limitée par la continuité de l'exploitation, p. ex. la possibilité de recevoir trois messages de type 1 dans chaque fenêtre de 3,5 s (voir le § 3.6.8.3.4.1) sans puissance excessive pour le GAST C. Dans le cas du GAST D, aucune puissance excessive n'est permise quand le délai d'expiration est de 1,5 s (voir le § 3.6.8.3.4.3). Un signal VDB non désiré ne doit jamais dépasser l'intensité de champ maximale permise pour le signal VDB utile dans les limites du volume de service.

Note 2.— La figure B-30 est une représentation graphique des régions de fonctionnement du récepteur VDB en présence d'un signal de radiophare ILS ou d'un VOR non désiré dans le quarantième canal adjacent de 25 kHz ou dans les canaux adjacents suivants, en fonction du rapport signal utile/signal non désiré et de la puissance du signal non désiré

3.6.8.2.2.7 *Réjection des signaux hors canal provenant de sources situées à l'intérieur de la bande 108,000 – 117,975 MHz.* En l'absence de signal VDB dans le canal considéré, le récepteur VDB n'extraira pas de données d'un signal VDB non désiré transmis sur un autre canal assignable.

3.6.8.2.2.8 *Réjection des signaux provenant de sources situées à l'extérieur de la bande 108,000 – 117,975 MHz*

3.6.8.2.2.8.1 *Immunité de la VDB à l'égard du brouillage.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence d'un ou de plusieurs signaux ayant la fréquence et le niveau de brouillage total spécifiés au tableau B-152.

3.6.8.2.2.8.2 *Désensibilisation.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence de signaux de diffusion FM VHF présentant les niveaux de signal indiqués dans les tableaux B-153 et B-154.

Tableau B-152. Niveau maximal du signal non désiré à l'entrée du récepteur

Fréquence	*Niveau maximal du signal non désiré à l'entrée du récepteur (en dB au-dessus du S_{max})*
de 50 kHz jusqu'à 88 MHz	–12
88 MHz – 107,900 MHz	(voir § 3.6.8.2.2.8.2 et 3.6.8.2.2.8.3)
108,000 MHz – 117,975 MHz	Fréquences exclues
118,000 MHz	–43
118,025 MHz	–40
de 118,050 MHz jusqu'à 1 660,5 MHz	–12

NOTES.—

1. *Les points adjacents désignés par ces fréquences sont liés par une relation linéaire.*
2. *Il se peut que ces spécifications ne permettent pas d'assurer la compatibilité entre les récepteurs VDB et les systèmes de communication VHF, notamment si l'aéronef utilise la composante à polarisation verticale de la diffusion des données VHF. Sans cette coordination entre les assignations de fréquences de communication et de navigation ou le respect d'une bande de garde à l'extrémité supérieure de la bande 112 – 117,975 MHz, les niveaux maximaux indiqués pour les canaux VHF de communication situés dans la partie inférieure (118,000, 118,00833, 118,01666, 118,025, 118,03333, 118,04166, 118,05) peuvent être dépassés à l'entrée des récepteurs VDB. Dans ce cas, il faudra prendre des mesures pour atténuer les signaux de communication à l'entrée des récepteurs VDB (par exemple, séparation des antennes). La compatibilité finale devra être assurée au moment de l'installation de l'équipement à bord de l'aéronef.*
3. *S_{max} est la puissance maximale du signal VDB désiré à l'entrée du récepteur.*

Tableau B-153. Spécifications relatives à la fréquence de désensibilisation et à la puissance des fréquences VDB de 108,025 à 111,975 MHz

Fréquence	*Niveau de puissance maximal des signaux non désirés à l'entrée du récepteur (en dB au-dessus du S_{max})*
88 MHz ≤ f ≤ 102 MHz	16
104 MHz	11
106 MHz	6
107,9 MHz	–9

NOTES.—

1. *Les points adjacents désignés par ces fréquences sont liés par une relation linéaire.*
2. *La spécification relative à la désensibilisation ne s'applique pas aux porteuses FM au-dessus de 107,7 MHz ni aux canaux VDB à 108,025 ou 108,050 MHz. Voir supplément D, § 7.2.1.2.2.*
3. *Smax est la puissance maximale du signal VDB désiré à l'entrée du récepteur.*

Tableau B-154. Spécifications relatives à la fréquence de désensibilisation et à la puissance des fréquences VDB de 112,000 à 117,975 MHz

Fréquence	*Niveau de puissance maximal des signaux non désirés à l'entrée du récepteur (en dB au-dessus du S_{max})*
88 MHz ≤ f ≤ 104 MHz	16
106 MHz	11
107 MHz	6
107,9 MHz	1

NOTES.—
1. Les points adjacents désignés par ces fréquences sont liés par une relation linéaire.
2. S_{max} est la puissance maximale du signal VDB désiré à l'entrée du récepteur.

3.6.8.2.2.8.3 *Immunité des signaux VDB à l'égard de l'intermodulation FM.* Le récepteur VDB satisfera aux spécifications énoncées au § 3.6.8.2.2.3 en présence de brouillage dû à des produits d'intermodulation du troisième ordre de deux signaux, engendrés par deux signaux de radiodiffusion FM VHF dont les niveaux sont :

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{max}] \leq 0$$

dans le cas des signaux de radiodiffusion sonore FM VHF dans la gamme 107,7 – 108,0 MHz, et à :

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{max} - 20\,\mathrm{Log}\,(\Delta f / 0{,}4)] \leq 0$$

dans le cas des signaux de radiodiffusion sonore FM VHF au-dessous de 107,7 MHz,

les fréquences des deux signaux de radiodiffusion sonore FM VHF produisant, dans le récepteur, un produit d'intermodulation du troisième ordre de deux signaux sur la fréquence VDB désirée.

N_1 et N_2 sont les niveaux (dBm) des deux signaux de radiodiffusion sonore FM VHF à l'entrée du récepteur VDB. Aucun des deux niveaux ne dépassera les critères de désensibilisation spécifiés au § 3.6.8.2.2.8.2.

$\Delta f = 108{,}1 - f_1$, f_1 étant la fréquence de N_1, le signal de radiodiffusion FM VHF le plus près de 108,1 MHz.

S_{max} est la puissance maximale du signal VDB désiré à l'entrée du récepteur.

Note.— Comme les spécifications d'immunité à l'égard de l'intermodulation FM ne sont pas appliquées aux canaux VDB fonctionnant au-dessous de 108,1 MHz, les fréquences inférieures à 108,1 MHz sont exclues des assignations générales. Le supplément D, § 7.2.1.2, donne des renseignements supplémentaires à ce sujet.

3.6.8.3 *SPÉCIFICATIONS FONCTIONNELLES RELATIVES AUX ÉLÉMENTS EMBARQUÉS*

Note.— Sauf indication contraire, les spécifications ci-après s'appliquent à toutes les classifications d'équipement GBAS embarqué décrites dans le supplément D, § 7.1.4.3.

3.6.8.3.1 *Conditions d'utilisation des données*

3.6.8.3.1.1 Le récepteur n'utilisera les données contenues dans un message GBAS que si le code CRC de ce dernier a été vérifié.

3.6.8.3.1.2 Le récepteur n'utilisera les données de message que si la séquence de bits composant l'identificateur de bloc-message (MBI) est 1010 1010.

3.6.8.3.1.2.1 *Capacité de traitement des messages GBAS.* Le récepteur GBAS traitera au minimum les types de messages GBAS indiqués au tableau B-155.

Tableau B-155. Types de messages traités par l'équipement embarqué

Classification de l'équipement GBAS embarqué (GAEC)	*Types de messages que doit au minimum traiter l'équipement embarqué*
GAEC A	MT 1 ou 101, MT 2 (y compris ADB 1 et 2 le cas échéant)
GAEC B	MT 1, MT 2 (y compris ADB 1 et 2 le cas échéant), MT 4
GAEC C	MT 1, MT 2 (y compris ADB 1 le cas échéant), MT 4
GAEC D	MT 1, MT 2 (y compris ADB 1, 2, 3 et 4), MT 4, MT 11

3.6.8.3.1.2.2 *Traitement par l'équipement embarqué en vue de la compatibilité aval*

Note.— Des dispositions ont été prises pour permettre le développement futur des normes du GBAS afin de prendre en charge de nouvelles fonctionnalités. De nouveaux types de messages, de nouveaux blocs de données supplémentaires pour les messages de type 2 et de nouveaux blocs de données définissant les trajectoires de référence à inclure dans les messages de type 4 peuvent être définis. Pour faciliter la prise en charge de ces nouvelles fonctionnalités, tout l'équipement devrait être conçu de manière à ne pas tenir compte des types de données qui ne sont pas reconnus.

3.6.8.3.1.2.2.1 *Traitement des types de messages inconnus.* L'existence de messages inconnus du récepteur embarqué n'empêchera pas le traitement correct des messages requis.

3.6.8.3.1.2.2.2 *Traitement de blocs de données longs de type 2 inconnus.* L'existence de blocs de données supplémentaires de messages de type 2 inconnus du récepteur embarqué n'empêchera pas le traitement correct des messages requis.

3.6.8.3.1.2.2.3 *Traitement de blocs de données de type 4 inconnus.* L'existence de blocs de données de type 4 inconnus du récepteur embarqué n'empêchera pas le traitement correct des messages requis.

Note.— Même si les SARP actuelles ne contiennent qu'une seule définition du bloc de données à inclure dans le message de type 4, les futures normes du GBAS pourraient comprendre d'autres définitions de la trajectoire de référence.

3.6.8.3.1.3 Le récepteur n'utilisera que les blocs de mesures de distance pour lesquels le paramètre compte Z modifié est le même.

3.6.8.3.1.4 Si la D_{max} est diffusée par le sous-système sol, le récepteur n'appliquera les corrections de pseudodistance que lorsque la distance au point de référence GBAS est inférieure à la D_{max}.

3.6.8.3.1.5 Le récepteur n'appliquera que les corrections de pseudodistance qui proviennent du dernier ensemble de corrections reçu pour un type de mesure donné. Si le nombre de champs de mesure dans les types de messages (comme il est spécifié à l'appendice B, § 3.6.7.2.1.1.1 pour le type de service actif) les plus récents indique qu'il n'y a pas de blocs de mesures, le récepteur n'appliquera pas de corrections GBAS pour ce type de mesure.

3.6.8.3.1.6 *Validité des corrections de pseudodistance*

3.6.8.3.1.6.1 Lorsque le type de service actif est A, B ou C, le récepteur exclura de la solution de navigation différentielle toute source de mesure de distance pour laquelle la séquence de bits composant le paramètre σ_{pr_gnd} dans les messages de type 1 ou de type 101 est « 1111 1111 ».

3.6.8.3.1.6.2 Si le type de service actif est D, le récepteur exclura de la solution de navigation différentielle toute source de mesure de distance pour laquelle la séquence de bits composant le paramètre $\sigma_{pr\_gnd\_D}$ dans le message de type 11 ou σ_{pr_gnd} dans le message de type 1 est « 1111 1111 ».

3.6.8.3.1.7 Le récepteur n'utilisera une source de mesure de distance dans la solution de navigation différentielle que si l'heure d'application indiquée dans le compte Z modifié du message de type 1, de type 11 ou de type 101 contenant le paramètre de décorrélation des éphémérides de cette source de mesure de distance remonte à moins de 120 s.

3.6.8.3.1.8 *Conditions d'utilisation des données pour la prise en charge des services d'approche*

3.6.8.3.1.8.1 Durant les dernières étapes d'une approche, le récepteur n'utilisera que les blocs de mesures des messages de type 1, de type 11 ou de type 101 reçus au cours des 3,5 dernières secondes.

Note.— Le supplément D, § 7.5.14, contient des éléments indicatifs sur le délai d'alarme.

3.6.8.3.1.8.2 *Indications GCID*

3.6.8.3.1.8.2.1 Lorsque le type de service actif est A, B ou C, le récepteur n'utilisera les données de messages provenant d'un sous-système sol GBAS pour le guidage que si le GCID indique 1, 2, 3 ou 4 avant le début des dernières étapes d'une approche.

3.6.8.3.1.8.2.2 Lorsque le type de service actif est D, le récepteur n'utilisera les données de messages provenant d'un sous-système sol GBAS pour le guidage que si le GCID indique 2, 3 ou 4 avant le début des dernières étapes d'une approche.

3.6.8.3.1.8.3 Le récepteur ne tiendra pas compte des changements de GCID pendant les dernières étapes de l'approche.

3.6.8.3.1.8.4 Le récepteur n'assurera pas de guidage vertical fondée sur un bloc de données FAS précis transmis dans un message de type 4 si la valeur du paramètre FASVAL reçu avant le début des dernières étapes de l'approche est « 1111 1111 ».

3.6.8.3.1.8.5 Le récepteur n'assurera pas de guidage d'approche fondé sur un bloc de données FAS précis transmis dans un message de type 4 si la valeur du paramètre FASLAL reçu avant le début des dernières étapes de l'approche est « 1111 1111 ».

3.6.8.3.1.8.6 Le récepteur ne tiendra pas compte des changements de valeur des données FASLAL et FASVAL transmises dans un message de type 4 pendant les dernières étapes de l'approche.

3.6.8.3.1.8.7 Le récepteur n'utilisera les données FAS que si leur code CRC a été vérifié.

3.6.8.3.1.8.8 Le récepteur n'utilisera que les messages dans lesquels l'ID GBAS (de l'en-tête du bloc-message) correspond à l'ID GBAS de l'en-tête du message de type 4 qui contient les données FAS choisies ou du message de type 2 qui contient le RSDS choisi.

3.6.8.3.1.8.9 *Utilisation des données FAS*

3.6.8.3.1.8.9.1 Le récepteur utilisera les messages de type 4 pour déterminer le FAS pour l'approche de précision.

3.6.8.3.1.8.9.2 Le récepteur utilisera les messages de type 4 pour déterminer le FAS pour les approches qui sont prises en charge par le type de service d'approche GBAS (GAST) A ou B associé à un numéro de canal allant de 20 001 à 39 999.

3.6.8.3.1.8.9.3 Le récepteur utilisera le FAS conservé dans une base de données embarquée pour les approches qui sont prises en charge par le type de service d'approche GBAS (GAST) A associé à un numéro de canal allant de 40 000 à 99 999.

3.6.8.3.1.8.10 Quand le sous-système sol GBAS ne diffuse pas de message de type 4 et que les données FAS choisies sont mises à la disposition du récepteur à partir d'une base de données embarquée, le récepteur utilisera seulement les messages provenant du sous-système sol GBAS prévu.

3.6.8.3.1.9 *Conditions d'utilisation des données pour le service de localisation GBAS*

3.6.8.3.1.9.1 Le récepteur n'utilisera que les blocs de mesures des messages de type 1 reçus au cours des 7,5 dernières secondes.

3.6.8.3.1.9.2 Le récepteur n'utilisera que les blocs de mesures des messages de type 101 reçus au cours des 5 dernières secondes.

3.6.8.3.1.9.3 Le récepteur n'utilisera les données de messages que s'il reçoit un message de type 2 contenant le bloc de données supplémentaires 1 et que si le paramètre RSDS de ce bloc indique que le service de localisation GBAS est assuré.

3.6.8.3.1.9.4 Le récepteur n'utilisera que les messages dans lesquels l'ID GBAS (de l'en-tête du bloc-message) correspond à l'ID GBAS de l'en-tête du message de type 2 qui contient le RSDS choisi.

3.6.8.3.2 *Intégrité*

3.6.8.3.2.1 *Délimitation des erreurs commises par l'élément embarqué.* Pour chaque satellite utilisé dans la solution de navigation, le récepteur calculera le paramètre $\sigma_{récepteur}$ de manière qu'une distribution normale à moyenne nulle et un écart type égal à $\sigma_{récepteur}$ limite la contribution du récepteur à l'erreur de pseudodistance corrigée comme suit :

$$\int_{y}^{\infty} f(x)\,dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ et}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)\,dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

où :

f(x) = densité de probabilité de l'erreur résiduelle de pseudodistance de l'aéronef

et

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

3.6.8.3.2.2 *Utilisation des paramètres d'intégrité GBAS.* L'élément aéronef calculera et appliquera les niveaux de protection vertical, latéral et horizontal décrits au § 3.6.5.5. Si le paramètre $B_{i,j}$ est mis à la valeur binaire 1000 0000, ce qui indique que la mesure n'est pas disponible, l'élément aéronef tiendra pour acquis que $B_{i,j}$ est nul. Pour tout type de service actif, l'élément aéronef vérifiera que les niveaux de protection vertical et latéral calculés ne sont pas supérieurs aux seuils d'alarme vertical et latéral correspondants définis au § 3.6.5.6.

3.6.8.3.3 *Utilisation des éphémérides satellitaires*

3.6.8.3.3.1 *Vérification du paramètre IOD.* Le récepteur n'utilisera que les satellites pour lesquels l'IOD diffusé par le GBAS dans le message de type 1 ou de type 101 est le même que l'IOD de la constellation satellitaire de base pour les données d'horloge et d'éphémérides utilisées par le récepteur.

3.6.8.3.3.2 *Contrôle de redondance cyclique.* Le récepteur calculera le code CRC des éphémérides pour chaque source de mesure de distance de la ou des constellations satellitaires de base, utilisée pour le calcul de la position. Le code CRC calculé sera comparé, pour validation, au code CRC des éphémérides transmis dans le message de type 1 ou de type 101 avant de l'utiliser dans la solution de position et dans la seconde précédant la réception d'un nouveau code CRC. Le récepteur cessera immédiatement d'utiliser les satellites pour lesquels la valeur calculée et la valeur transmise du code ne concordent pas.

3.6.8.3.3.3 *Limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides*

3.6.8.3.3.3.1 *Limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour les services d'approche GBAS.* Si le sous-système sol fournit le bloc de données supplémentaires 1 dans les messages de type 2, l'élément embarqué calculera, moins de 1 s après la réception des paramètres diffusés nécessaires, les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides (§ 3.6.5.8.1) pour chaque source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base utilisée dans la solution de position d'approche. L'élément embarqué vérifiera que les limites verticale et latérale (VEB_j et LEB_j) calculées de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ne sont pas supérieures aux seuils d'alarme vertical et latéral correspondants définis au § 3.6.5.6.

3.6.8.3.3.3.2 *Limite de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides pour le service de localisation GBAS.* L'élément embarqué calculera et appliquera la limite horizontale de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides (HEB_j) définie au § 3.6.5.8.2 pour chaque source de mesure de distance d'une constellation satellitaire de base utilisée dans la solution de position du service de localisation.

3.6.8.3.4 *Perte de messages*

3.6.8.3.4.1 Pour l'équipement embarqué fonctionnant avec le GAST C comme type de service actif, le récepteur fournira une alarme appropriée s'il n'a reçu aucun message de type 1 au bout de 3,5 secondes.

3.6.8.3.4.2 Pour l'équipement embarqué fonctionnant avec le GAST A ou B comme type de service actif, le récepteur fournira une alarme appropriée s'il n'a reçu aucun message de type 1 ou de type 101 au bout de 3,5 secondes.

3.6.8.3.4.3 Pour l'équipement embarqué fonctionnant avec GAST D comme type de service actif, le récepteur fournira une alarme appropriée ou modifiera le type de service actif si l'une quelconque des conditions ci-après est remplie :

a) La solution de position calculée se situe à moins de 200 pieds au-dessus du LTP/FTP pour l'approche sélectionnée et aucun message de type 1 n'a été reçu au cours de la dernière période de 1,5 seconde.

b) La solution de position calculée se situe à moins de 200 pieds au-dessus du LTP/FTP pour l'approche sélectionnée et aucun message de type 11 n'a été reçu au cours de la dernière période de 1,5 seconde.

c) La solution de position calculée se situe à 200 pieds ou plus au-dessus du LTP/FTP pour l'approche sélectionnée et aucun message de type 1 n'a été reçu au cours de la dernière période de 3,5 secondes.

d) La solution de position calculée se situe à 200 pieds ou plus au-dessus du LTP/FTP pour l'approche sélectionnée et aucun message de type 11 n'a été reçu au cours de la dernière période de 3,5 secondes.

3.6.8.3.4.4 Pour le service de localisation GBAS utilisant les messages de type 1, le récepteur fournira une alarme appropriée s'il n'a reçu aucun message de type 1 au bout de 7,5 secondes.

3.6.8.3.4.5 Pour le service de localisation GBAS utilisant les messages de type 101, le récepteur fournira une alarme appropriée s'il n'a reçu aucun message de type 101 au bout de 5 secondes.

3.6.8.3.5 *Mesures de pseudodistance à bord*

3.6.8.3.5.1 *Lissage par la porteuse pour l'équipement embarqué.* L'équipement embarqué utilisera le lissage par porteuse standard de 100 secondes des mesures de la phase du code défini au § 3.6.5.1. Durant les 100 premières secondes après le démarrage du filtre, la valeur de α sera :

a) une constante égale au pas d'échantillonnage divisé par 100 secondes ; ou

b) une quantité variable définie par le pas d'échantillonnage divisé par le temps en secondes écoulé depuis le démarrage du filtre.

3.6.8.3.5.2 *Lissage par la porteuse pour l'équipement embarqué fonctionnant avec GAST D comme type de service actif.* L'équipement embarqué fonctionnant avec GAST D comme type de service actif utilisera le lissage par la porteuse sur 30 secondes des mesures de la phase du code, comme il est défini au § 3.6.5.1.

Note.— Pour l'équipement qui prend en charge GAST D, deux ensembles de pseudodistances lissées sont utilisés. La forme du filtre de lissage donnée au § 3.6.5.1 est la même pour les deux ensembles et seule la constante de temps diffère (c'est-à-dire 100 secondes et 30 secondes). Le supplément D, § 7.19.3, contient des éléments indicatifs sur le lissage par la porteuse pour GAST D.

3.6.8.3.6 *Spécifications relatives à la solution de position différentielle spécifique à un type de service*. L'équipement embarqué calculera toutes les solutions de position d'une manière qui soit conforme aux protocoles pour l'application des données (§ 3.6.5.5.1.1.2).

Note.— La forme générale de la pondération utilisée dans la solution de position différentielle est donnée au § 3.6.5.5.1.1.2. La nature exacte des informations du sous-système sol qui sont utilisées dans la solution de position différentielle dépend du type de service (c'est-à-dire le service de localisation par rapport au service d'approche) et du type de service d'approche actif. Les spécifications particulières pour chaque type de service sont définies dans le document DO-253D de la RTCA. Le supplément D, § 7.19, contient des renseignements supplémentaires sur le traitement normal de l'information de position.

3.7 Protection contre le brouillage

3.7.1 CRITÈRES DE PERFORMANCE

Note 1.— Dans le cas des récepteurs GNSS qui n'utilisent pas de corrections différentielles pour un système de renforcement, la protection contre le brouillage se mesure par rapport aux paramètres de performance suivants pour les constellations satellitaires de base :

	Erreur de poursuite (1 sigma)
GPS L1 (équipement à une seule fréquence)	*0,36 m*
GPS L1 (équipement à bi fréquence)	*0,15 m*
GPS L5	*0,15 m*
*GPS L1-L5***	*0,40 m*
GLONASS L1OF	*0,80 m*
GLONASS L1OC	*0,30 m*
GLONASS L3OC	*0,10 m*
*GLONASS L1OC-L3OC***	*0,65 m*
*Galileo E1-E5a***	*0,40 m*
Galileo E1	*0,15 m*
Galileo E5a	*0,15 m*
BDS B1I	*0,60 m*
BDS B1C	*0,20 m*
BDS B2a	*0,15 m*
*BDS B1C-B2a***	*0,40 m*

* *Le niveau de précision de l'erreur de poursuite est spécifié pour les mesures lissées.*

** *Mesures de pseudodistance double fréquence sans le retard ionosphérique.*

Note 2.— L'erreur de poursuite ne comprend pas les contributions des effets des trajets multiples, de la troposphère et de l'ionosphère sur la propagation des signaux, ni les erreurs d'éphémérides et les erreurs d'horloge des satellites GPS, GLONASS, Galileo et BDS.

Note 3.— Dans le cas des récepteurs SBAS, la protection contre le brouillage se mesure par rapport aux paramètres définis aux § 3.5.8.2.1, 3.5.8.4.1 et 3.5.15.3.2.

Note 4.— Dans le cas des récepteurs GBAS, la protection contre le brouillage se mesure par rapport aux paramètres définis en 3.6.7.1.1 et 3.6.8.2.1.

Note 5.— Les niveaux de signal spécifiés ici sont définis à l'entrée de l'antenne. Le gain maximal présumé de l'antenne de bord dans l'hémisphère inférieur est de –10 dBic.

Note 6.— Ces critères de performance doivent être satisfaits dans les conditions de brouillage définies ci-dessous. Ces conditions de brouillage sont assouplies durant l'acquisition initiale des signaux GNSS lorsque le récepteur ne peut pas utiliser une solution de navigation stabilisée pour l'aider à acquérir le signal.

Note 7.— Si cela n'est pas précisé, les critères et spécifications de performance de l'équipement pour une constellation particulière s'appliquent que l'équipement ne serve que cette constellation (équipement pour constellation unique) ou cette constellation et une ou plusieurs autres constellations (équipement pour constellations multiples).

3.7.2 BROUILLAGE PAR ONDES ENTRETENUES

3.7.2.1 *RÉCEPTEURS GPS L1 ET SBAS L1*

Note.— La puissance de brouillage tolérée par les seuils de brouillage des récepteurs GPS L1 et SBAS L1 est inférieure à celle tolérée par les récepteurs double fréquence L1/L5 dans la bande 1 480 – 1 565 MHz décrits au § 3.7.2.3.

3.7.2.1.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs GPS L1 et SBAS L1 satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-156 et illustrés à la figure B-31, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –164 dBW à la borne de l'antenne pour les signaux GPS L1 et SBAS L1.

3.7.2.1.2 Durant l'acquisition initiale des signaux GPS L1 et SBAS L1 (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs GPS L1 et SBAS L1 satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-156.

3.7.2.2 *RÉCEPTEURS GLONASS*

3.7.2.2.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 (à l'exception de ceux qui sont spécifiés au § 3.7.2.2.1.1) satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-157 et illustrés à la figure B-32, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –166,5 dBW à la borne de l'antenne.

3.7.2.2.1.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 utilisés dans toutes les phases de vol (à l'exception de ceux qui sont utilisés dans les approches de précision) et mis en service avant le 1er janvier 2017 satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne est de 3 dB inférieur aux seuils spécifiés au tableau B-157 et illustrés à la figure B-32, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –166,5 dBW à la borne de l'antenne.

3.7.2.2.1.2 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans les bandes L1 et L3 satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis aux tableaux B-158 et B-159 et illustrés aux figures B-33 et B-34, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –161,5 dBW à la borne de l'antenne.

3.7.2.2.2 Durant l'acquisition initiale des signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs GLONASS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-157.

3.7.2.2.2.1 Durant l'acquisition initiale des signaux GLONASS à modulation AMRC dans les bandes L1 et L3 (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs GLONASS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux des tableaux B-158 et B-159.

Tableau B-156. Récepteurs GPS L1 et SBAS L1 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuil de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
$f_i \leq 1\ 315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq 1\ 500$ MHz	Décroissant linéairement de –4,5 dBW à –38 dBW
1 500 MHz < $f_i \leq 1\ 525$ MHz	Décroissant linéairement de –38 dBW à –42 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq 1\ 565{,}42$ MHz	Décroissant linéairement de –42 dBW à –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq 1\ 585{,}42$ MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq 1\ 610$ MHz	Croissant linéairement de –150,5 dBW à –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq 1\ 618$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 2\ 000$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –8,5 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 1\ 626{,}5$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq 2\ 000$ MHz	Croissant linéairement de –22 dBW à –8,5 dBW**
$f_i > 2\ 000$ MHz	–8,5 dBW

* S'applique aux installations embarquées ne comprenant pas d'équipement de communications par satellite.
** S'applique aux installations embarquées comprenant un équipement de communications par satellite.

Tableau B-157. Récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuil de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
$f_i \leq 1\ 315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq 1\ 562{,}15625$ MHz	Décroissant linéairement de –4,5 dBW à –42 dBW
1 562,15625 MHz < $f_i \leq 1\ 583{,}65625$ MHz	Décroissant linéairement de –42 dBW à –80 dBW
1 583,65625 MHz < $f_i \leq 1\ 592{,}9525$ MHz	Décroissant linéairement de –80 dBW à –149 dBW
1 592,9525 MHz < $f_i \leq 1\ 609{,}36$ MHz	–149 dBW
1 609,36 MHz < $f_i \leq 1\ 613{,}65625$ MHz	Croissant linéairement de –149 dBW à –80 dBW
1 613,65625 MHz < $f_i \leq 1635{,}15625$ MHz	Croissant linéairement de –80 dBW à –42 dBW*
1 613,65625 MHz < $f_i \leq 1\ 626{,}15625$ MHz	Croissant linéairement de –80 dBW à –22 dBW**
1 635,15625 MHz < $f_i \leq 2\ 000$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –8,5 dBW*
1 626,15625 MHz < $f_i \leq 2\ 000$ MHz	Croissant linéairement de –22 dBW à –8,5 dBW**
$f_i > 2\ 000$ MHz	–8,5 dBW

* S'applique aux installations embarquées ne comprenant pas d'équipement de communications par satellite.
** S'applique aux installations embarquées comprenant un équipement de communications par satellite.

Tableau B-158. Récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L1 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuils de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
$f_i \leq 1\,315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq 1\,562{,}15625$ MHz	Décroissant linéairement de –4,5 dBW à –42 dBW
1 562,15625 MHz < $f_i \leq 1\,583{,}65625$ MHz	Décroissant linéairement de –42 dBW à –80 dBW
1 583,65625 MHz < $f_i \leq 1\,592{,}9525$ MHz	Décroissant linéairement de –80 dBW à –149 dBW
1 592,9525 MHz < $f_i \leq 1\,609{,}36$ MHz	–149 dBW
1 609,36 MHz < $f_i \leq 1\,613{,}65625$ MHz	Croissant linéairement de –149 dBW à –80 dBW
1 613,65625 MHz < $f_i \leq 1\,635{,}15625$ MHz	Croissant linéairement de –80 dBW à –42 dBW*
1 613,65625 MHz < $f_i \leq 1\,626{,}15625$ MHz	Croissant linéairement de –80 dBW à –22 dBW**
1 635,15625 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –8,5 dBW*
1 626,15625 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –22 dBW à –8,5 dBW**
$f_i > 2\,000$ MHz	–8,5 dBW

* S'applique aux installations embarquées ne comprenant pas d'équipement de communications par satellite.
** S'applique aux installations embarquées comprenant un équipement de communications par satellite.

Tableau B-159. Récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L3 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuils de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
$f_i \leq 908$ MHz	–4,5 dBW
908 MHz < $f_i \leq 1\,155{,}775$ MHz	Décroissant linéairement de –4,5 dBW à –42 dBW
1 155,775 MHz < $f_i \leq 1\,178{,}775$ MHz	Décroissant linéairement de –42 dBW à –73 dBW
1 178,775 MHz < $f_i \leq 1\,191{,}775$ MHz	Décroissant linéairement de –73 dBW à –143 dBW
1 191,775 MHz < $f_i \leq 1\,212{,}275$ MHz	–143 dBW
1 212,275 MHz < $f_i \leq 1\,224{,}875$ MHz	Croissant linéairement de –143 dBW à –73 dBW
1 224,875 MHz < $f_i \leq 1\,244{,}375$ MHz	Croissant linéairement de –73 dBW à –42 dBW
1 244,375 MHz < $f_i \leq 1\,492{,}125$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –4,5 dBW
$f_i > 1\,492{,}125$ MHz	–4,5 dBW

3.7.2.3 *RÉCEPTEURS GPS L1/L5, GALILEO E1/E5A ET SBAS DFMC*

3.7.2.3.1 Durant l'acquisition initiale des signaux L5/E5a (préalable au mode de navigation stabilisée) et une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs SBAS DFMC qui traitent des signaux centrés sur les fréquences L1/E1 et L5/E5a satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de

puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-160 et illustrés à la figure B-35, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –162,5 dBW pour le signal SBAS L5, de –159,4 dBW pour le signal GPS L5 et de –160,4 dBW pour le signal Galileo E5a à la borne de l'antenne.

3.7.2.3.2 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs SBAS DFMC qui traitent des signaux centrés sur les fréquences L1/E1 et L5/E5a satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-160 et illustrés à la figure B-35, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –163 dBW pour les signaux GPS L1 et SBAS L1, et de –162,25 dBW pour le signal Galileo E1 à la borne de l'antenne. Durant l'acquisition initiale des signaux L1/E1, les récepteurs SBAS DFMC satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-160.

Note.— Les seuils de brouillage par ondes entretenues des récepteurs SBAS DMFC déterminent les niveaux de puissance du brouillage applicable à la gamme de fréquences définie au tableau B-160.

Tableau B-160. Récepteurs GPS L1/L5, Galileo E1/E5a et SBAS DFMC : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuils de brouillage des récepteurs*
$f_i \leq 1\,000$ MHz	–21 dBW
1 000 MHz < $f_i \leq 1\,100{,}45$ MHz	Décroissant linéairement de –21 dBW à –44 dBW
1 100,45 MHz < $f_i \leq 1\,148{,}45$ MHz	Décroissant linéairement de –44 dBW à –54 dBW
1 148,45 MHz < $f_i \leq 1\,166{,}45$ MHz	Décroissant linéairement de –54 dBW à –145 dBW
1 166,45 MHz < $f_i \leq 1\,186{,}45$ MHz	–145 dBW
1 186,45 MHz < $f_i \leq 1\,205{,}45$ MHz	Croissant linéairement de –145 dBW à –54 dBW
1 205,45 MHz < $f_i \leq 1\,252{,}45$ MHz	Croissant linéairement de –54 dBW à –43 dBW
1 252,45 MHz < $f_i \leq 1\,315$ MHz	Croissant linéairement de –43 dBW à –39 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq 1\,525$ MHz	Croissant linéairement de –39 dBW à –31,5 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq 1\,531$ MHz	Décroissant linéairement de –31,5 dBW à –34 dBW
1 531 MHz < $f_i \leq 1\,536$ MHz	Décroissant linéairement de –34 dBW à –65 dBW
1 536 MHz < $f_i \leq 1\,565{,}42$ MHz	Décroissant linéairement de –65 dBW à –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq 1\,585{,}42$ MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq 1\,610$ MHz	Croissant linéairement de –150,5 dBW à –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq 1\,618$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –12 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 1\,626{,}5$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –22 dBW*
1 626,5 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –22 dBW à –12 dBW**
$f_i > 2\,000$ MHz	–12 dBW**

* S'applique aux installations embarquées ne comprenant pas d'équipement de communications par satellite.
** S'applique aux installations embarquées comprenant un équipement de communications par satellite.

3.7.2.4 *RÉCEPTEURS BDS*

3.7.2.4.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs BDS B1I satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs par ondes entretenues dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-161 et illustrés à la figure B-36A, dans l'hypothèse d'un niveau de signal BDS désiré de –164,5 dBW à la borne de l'antenne. Durant l'acquisition initiale (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs BDS B1I satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-161.

3.7.2.4.2 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs BDS B1C/B2a satisferont aux critères de performance en présence d'un niveau de puissance à la borne de l'antenne égal à l'un des seuils de brouillage définis au tableau B-162 et illustrés à la figure B-36B, dans l'hypothèse d'un niveau de signal BDS désiré de –163,5 dBW à la borne de l'antenne pour le signal B1C et de –160,5 dBW pour le signal B2a. Durant l'acquisition initiale des signaux (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs BDS B1C/B2a satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-162.

Tableau B-161. Récepteurs BDS B1I en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuils de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
$f_i \leq 1\,465$ MHz	–18 dBW
1 465 MHz < $f_i \leq 1\,528$ MHz	Décroissant linéairement de –18 dBW à –30 dBW
1 528 MHz < $f_i \leq 1\,559{,}052$ MHz	Décroissant linéairement de –30 dBW à –150,5 dBW
1 559,052 MHz < $f_i \leq 1\,563{,}144$ MHz	–150,5 dBW
1 563,144 MHz < $f_i \leq 1\,610$ MHz	Croissant linéairement de –150,5 dBW à–60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq 1\,618$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –8,5 dBW*
1 610 MHz < $f_i \leq 1\,626{,}5$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –22 dBW à –8,5 dBW**
$f_i > 2\,000$ MHz	–8,5 dBW

* S'applique aux installations embarquées ne comprenant pas un équipement de communications par satellite.
** S'applique aux installations embarquées comprenant un équipement de communications par satellite.

Tableau B-162. Récepteurs BDS B1C/B2a en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage par ondes entretenues

Gamme de fréquences f_i du signal brouilleur	*Seuils de brouillage des récepteurs*
$f_i \leq 1\,000$ MHz	–24 dBW
1 000 MHz < $f_i \leq 1\,100{,}45$ MHz	Décroissant linéairement de –24 dBW à –44 dBW
1 100,45 MHz < $f_i \leq 1\,148{,}45$ MHz	Décroissant linéairement de –44 dBW à –54 dBW
1 148,45 MHz < $f_i \leq 1\,166{,}45$ MHz	Décroissant linéairement de –54 dBW à –145 dBW
1 166,45 MHz < $f_i \leq 1\,186{,}45$ MHz	–145 dBW
1 186,45 MHz < $f_i \leq 1\,205{,}45$ MHz	Croissant linéairement de –145 dBW à –54 dBW
1 205,45 MHz < $f_i \leq 1\,252{,}45$ MHz	Croissant linéairement de –54 dBW à –43 dBW
1 252,45 MHz < $f_i \leq 1\,315$ MHz	Croissant linéairement de –43 dBW à –39 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq 1\,525$ MHz	Croissant linéairement de –39 dBW à –31,5 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq 1\,531$ MHz	Décroissant linéairement de –31,5 dBW à –34 dBW
1 531 MHz < $f_i \leq 1\,536$ MHz	Décroissant linéairement de –34 dBW à –65 dBW
1 536 MHz < $f_i \leq 1\,565{,}42$ MHz	Décroissant linéairement de –65 dBW à –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq 1\,585{,}42$ MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq 1\,610$ MHz	Croissant linéairement de –150,5 dBW à –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq 1\,618$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –42 dBW à –8,5 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq 1\,626{,}5$ MHz	Croissant linéairement de –60 dBW à –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq 2\,000$ MHz	Croissant linéairement de –22 dBW à –8,5 dBW**
$f_i > 2\,000$ MHz	–8,5 dBW

S'applique aux installations embarquées ne comprenant pas un équipement de communications par satellite.
S'applique aux installations embarquées comprenant un équipement de communications par satellite.

3.7.3 BRUIT À LARGEUR DE BANDE LIMITÉE DE TYPE BROUILLAGE

3.7.3.1 *RÉCEPTEURS GPS L1 ET SBAS L1*

3.7.3.1.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs GPS L1 et SBAS L1 satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la gamme de fréquences 1 575,42 MHz ± $Bw_i/2$ et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-169 et illustrés à la figure B-37, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –164 dBW à la borne de l'antenne.

Note.— Bw_i représente ici la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

3.7.3.1.2 Durant l'acquisition initiale des signaux GPS L1 et SBAS L1 (préalable à la navigation en mode stabilisée), les récepteurs GPS et SBAS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-83.

3.7.3.2 *RÉCEPTEURS GLONASS*

3.7.3.2.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 (à l'exception de ceux qui sont spécifiés au § 3.7.3.2.1.1) satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la bande de fréquences $f_k \pm Bw_i/2$ et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils spécifiés au tableau B-170 et illustrés à la figure B-38, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –166,5 dBW à la borne de l'antenne.

3.7.3.2.1.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 utilisés dans toutes les phases de vol (à l'exception de ceux qui sont utilisés pour les approches de précision) et mis en service avant le 1er janvier 2017 satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la bande de fréquences $f_k \pm Bw_i/2$ et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne est de 3 dB inférieur aux seuils spécifiés au tableau B-170 et illustrés à la figure B-38, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –166,5 dBW à la borne de l'antenne.

Note.— f_k est la fréquence centrale du canal GLONASS considéré (f_k = 1 602 MHz + k × 0,5625 MHz, k = –7 à +6), comme l'indique le tableau B-15 et Bw_i est la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

3.7.3.2.1.2 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans les bandes L1 et L3 satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la bande de fréquences $f_k \pm Bw_i/2$ et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils spécifiés aux tableaux TAB-163 et TAB-164 et illustrés aux figures B-39 et B-40, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –161,5 dBW à la borne de l'antenne.

3.7.3.2.2 Durant l'acquisition initiale des signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs GLONASS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-170.

3.7.3.2.2.1 Durant l'acquisition initiale des signaux GLONASS à modulation AMRC dans les bandes L1 et L3 (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs GLONASS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux des tableaux B-163 et B-164.

Tableau B-163. Récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L1 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage*
0 Hz < Bw_i ≤ 1 kHz	–149 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de –149 à –143 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 0,5 MHz	–143 dBW
0,5 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Croissant linéairement de –143 à –130 dBW
10 MHz < Bw_i	–130 dBW

Tableau B-164. Récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L3 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage*
0 Hz < Bw_i ≤ 1 kHz	–143 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Croissant linéairement de –143 à –140 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Croissant linéairement de –140 à –126,9 dBW
20 MHz < Bw_i	–126,9 dBW

3.7.3.3 *RÉCEPTEURS GPS L1/L5, GALILEO E1/E5A ET SBAS DFMC*

3.7.3.3.1 Durant l'acquisition initiale des signaux L5/E5a (préalable au mode de navigation stabilisée) et une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs GPS L1/L5, Galileo E1/E5a et SBAS DFMC qui traitent des signaux centrés sur les fréquences L1/E1 et L5/E5a satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la gamme de fréquences 1 176,45 MHz ± Bw_i/2 et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-165 et illustrés à la figure B-41, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –162,5 dBW pour le signal SBAS L5, de –159,4 dBW pour le signal GPS L5 et de –160,4 dBW pour le signal Galileo E5a à la sortie de l'antenne.

Note.— Bw_i représente ici la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

3.7.3.3.2 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs GPS L1/L5, Galileo E1/E5a et SBAS DFMC qui traitent des signaux centrés sur les fréquences L1/E1 et L5/E5a satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la gamme de fréquences 1 575,42 MHz ±Bw_i/2 et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-169 et illustrés à la figure B-37, dans l'hypothèse d'un niveau de signal désiré de –163 dBW pour les signaux GPS et SBAS L1 et de –162,25 dBW pour le signal Galileo E5a à la borne de l'antenne. Durant l'acquisition initiale des signaux L1/E1, les récepteurs SBAS DFMC satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-83.

Note.— Bw_i représente ici la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

Tableau B-165. Récepteurs GPS L1/L5, Galileo E1/E5a et SBAS DFMC : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage des récepteurs*
0 Hz < Bw_i ≤ 1kHz	–145,0 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de –145,0 à –137,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Croissant linéairement de –137,5 à –133,9 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Croissant linéairement de –133,9 à –133,0 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Croissant linéairement de –133,0 à –131,7 dBW*
10 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Croissant linéairement de –131,7 à –127,0 dBW*

* Le seuil de brouillage ne doit pas dépasser –134,0 dBW/MHz dans la gamme de fréquences 1 176,45 ±10 MHz.

3.7.3.4 *RÉCEPTEURS BDS*

3.7.3.4.1 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs BDS B1I satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la gamme de fréquences 1 561,098 MHz ±Bw_i/2 et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-166 et illustrés à la figure B-42A, dans l'hypothèse d'un niveau de signal B1I désiré de –164,5 dBW à la sortie de l'antenne. Durant l'acquisition initiale des signaux BDS B1I (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs BDS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-166.

Note.— Bw_i représente ici la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

3.7.3.4.2 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs BDS B1C satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la gamme de fréquences 1 575,42 MHz ±Bwi/2 et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-167 et illustrés à la figure B-42B, dans l'hypothèse d'un niveau de signal B1C désiré de –163,5 dBW à la sortie de l'antenne. Durant l'acquisition initiale des signaux BDS B1C (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs BDS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-167.

Note.— Bw_i représente ici la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

Tableau B-166. Récepteurs BDS B1I en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de 150,5 à –143,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Croissant linéairement de 143,5 à –140,5 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 4,096 MHz	Croissant linéairement de –140,5 dBW à –134,4 dBW
4,096 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Croissant linéairement de –134,4 dBW à –126,0 dBW
10 MHz < Bw_i	–126,0 dBW

* Le seuil de brouillage ne doit pas dépasser –140,50 dBW/MHz dans la gamme de fréquences 1 561,098 ± 2,046 MHz.

Tableau B-167. Récepteurs BDS B1C en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de –150,5 à –143,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Croissant linéairement de –143,5 à –140,5 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Croissant linéairement de –140,5 à –127,5 dBW*
20 MHz < Bw_i ≤ 30 MHz	Croissant linéairement de –127,5 à –121,1 dBW*
30 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Croissant linéairement de –121,1 à –119,5 dBW*
40 MHz < Bw_i	–119,5 dBW*

* Le seuil de brouillage ne doit pas dépasser –140,5 dBW/MHz dans la gamme de fréquences 1 575,42 ±10 MHz.

3.7.3.4.3 Une fois en mode de navigation stabilisée, les récepteurs BDS B2a satisferont aux critères de performance relatifs aux signaux brouilleurs à caractère de bruit présents dans la gamme de fréquences 1 176,45 MHz ±Bwi/2 et dont le niveau de puissance à la borne de l'antenne atteint l'un des seuils définis au tableau B-168 et illustrés à la figure B-42C, dans l'hypothèse d'un niveau de signal B2a désiré de –160,5 dBW à la sortie de l'antenne. Durant l'acquisition initiale des signaux BDS B2a (préalable au mode de navigation stabilisée), les récepteurs BDS satisferont aux critères de performance avec des seuils de brouillage inférieurs de 6 dB à ceux du tableau B-168.

Note.— Bw_i représente ici la largeur de bande passante de bruit équivalente du signal brouilleur.

Tableau B-168. Récepteurs BDS B2a en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
0 Hz < Bw_i ≤ 1kHz	–145,0 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de –145,0 à –137,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Croissant linéairement de –137,5 à –133,9 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Croissant linéairement de –133,9 à –133,0 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Croissant linéairement de –133,0 à –131,7 dBW*
10 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Croissant linéairement de –131,7 à –127,0 dBW*

*Le seuil de brouillage ne doit pas dépasser —134,0 dBW/MHz dans la gamme de fréquences 1 176,45 ±10 MHz.

3.7.3.5 *Brouillage par impulsions.* Une fois en mode de navigation stabilisée, le récepteur GNSS satisfera aux critères de performance lors de la réception des signaux de brouillage par impulsions présentant les caractéristiques indiquées au tableau B-171, dans lequel le seuil de brouillage est défini à l'accès de l'antenne.

3.7.3.6 Les récepteurs GNSS ne produiront pas d'informations trompeuses en présence de brouillage, y compris à des niveaux de brouillage supérieurs à ceux qui sont spécifiés au § 3.7.

Note.— Des éléments indicatifs sur cette spécification figurent au supplément D, § 10.5.

3.8 Antenne GNSS de bord pour la réception des signaux satellitaires

3.8.1 *Couverture d'antenne.* L'antenne GNSS satisfera aux critères de performance relatifs à la réception de signaux des satellites GNSS de 0 à 360° en azimut et de 0 à 90° en site par rapport au plan horizontal d'un aéronef volant en palier.

3.8.2 *Gain d'antenne.* Dans le cas des antennes à fréquence unique, pour un angle de site au-dessus de l'horizon donné, le gain d'élément d'antenne passive minimal ne sera pas inférieur à celui qui est indiqué au tableau B-172 et le gain d'élément d'antenne passive maximal ne dépassera pas +4 dBic pour les angles de site supérieurs à 5 degrés. Dans le cas des antennes à double fréquence, pour les angles de site au-dessus de l'horizon donnés et les deux fréquences, les gains d'élément d'antenne passive minimaux seront conformes aux indications du tableau B-173, et le gain d'élément d'antenne passive maximal sera limité à +4 dBic pour les angles de site supérieurs à 75 degrés.

3.8.3 *Polarisation.* L'antenne GNSS sera à polarisation circulaire droite (sens des aiguilles d'une montre par rapport à la direction de propagation).

3.8.3.1 *Taux d'ellipticité*. Dans le cas des antennes à fréquence unique, le taux d'ellipticité de l'antenne~~,~~ mesuré à l'axe de pointage ne dépassera pas 3,0 dB. Dans le cas des antennes à double fréquence, le taux d'ellipticité mesuré dans une zone s'étendant de l'axe de pointage vers le bas jusqu'à 40 degrés par rapport à l'axe de pointage à tous les angles d'azimut sera inférieur ou égal à 3 dB dans la bande de fréquences d'utilisation.

3.9 Contrôle de redondance cyclique

Chaque code CRC sera le reste R(x) de la division modulo 2 de deux polynômes binaires :

$$\left\{\frac{[x^k M(x)]}{G(x)}\right\}_{\text{mod } 2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)}$$

où :

k	=	nombre de bits composant le code CRC
M(x)	=	champ données, composé des éléments que doit protéger le code CRC représenté sous forme de polynôme
G(x)	=	polynôme générateur du code CRC considéré
Q(x)	=	quotient de la division
R(x)	=	le reste de la division, R(x), contient le code CRC :

$$R(x) = \sum_{i=1}^{k} r_i x^{k-i} = r_1 x^{k-1} + r_2 x^{k-2} + \ldots + r_k x^0$$

Tableau B-169. Récepteurs GPS L1 et SBAS L1 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande brouillage	*Seuil de brouillage des récepteurs en mode de navigation stabilisée*
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de –150,5 à –143,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Croissant linéairement de –143,5 à –140,5 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Croissant linéairement de –140,5 à –127,5 dBW*
20 MHz < Bw_i ≤ 30 MHz	Croissant linéairement de –127,5 à –121,1 dBW*
30 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Croissant linéairement de –121,1 à –119,5 dBW*
40 MHz < Bw_i	–119,5 dBW*

* Le seuil de brouillage ne doit pas dépasser –140,5 dBW/MHz dans la gamme de fréquences 1 575,42 ±10 MHz.

Tableau B-170. Récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 en mode de navigation stabilisée : seuils de brouillage applicables aux signaux brouilleurs à caractère de bruit et à largeur de bande limitée

Largeur de bande du brouillage	*Seuil de brouillage*
0 Hz < Bw_i ≤ 1 kHz	–149 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Croissant linéairement de –149 à –143 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 0,5 MHz	–143 dBW
0,5 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Croissant linéairement de –143 à –130 dBW
10 MHz < Bw_i	–130 dBW

Tableau B-171. Seuils du brouillage par impulsions

	GPS L1, Galileo L1 et SBAS L1	*GLONASS AMRF*	*GLONASS AMRC*	*BDS*	*BDS B1I*
Gamme de fréquences (pour les signaux dans la bande et proches de la bande)	1 575,42 MHz ± 20 MHz	1 592,9525 MHz à 1 609,36 MHz	de 1 191,775 MHz à 1 212,275 MHz/ de 1 592,9525 MHz à 1 609,36 MHz	1 575,42 MHz ± 20 MHz z	1 561,98 MHz ± 2,046 MHz
Seuil de brouillage (à la puissance de crête des impulsions) pour un brouillage dans la bande et proche de la bande)	–20 dBW	–20 dBW	–20 dBW / –20 dBW	–20 dBW	–20 dBW
Seuil du brouillage (à la puissance de crête des impulsions) pour des gammes de fréquences dans la bande et proches de la bande (brouillage hors bande)	0 dBW(*)	0 dBW	0 dBW / 0 dBW	–0 dBW	0 dBW
Largeur des impulsions	≤125 µs	≤250 µs	≤250 µs / ≤250 µs	≤125 µs	≤125 µs
Facteur de durée des impulsions	≤1 %	≤1 %	≤2% / ≤1%	≤1%	≤1%
Largeur de bande du signal brouilleur (brouillage dans la bande et proche de la bande)	≥1 MHz	≥500 kHz	≥1 MHz / ≥500 kHz	≥1 MHz	≥1 MHz

Note 1.— Le signal brouilleur est un bruit blanc gaussien additif centré sur la fréquence porteuse ; la largeur de bande et les caractéristiques des impulsions sont spécifiées dans le tableau.

Note 2.— Brouillage dans la bande, dans les bandes voisines et hors bande par rapport à la fréquence centrale du signal brouilleur.

Note 3.— Le brouillage hors bande est un brouillage dont la fréquence centrale se situe de chaque côté de la fréquence centrale de la gamme de fréquences dans la bande et proches de la bande, à une distance d'au moins 250 % de la largeur de bande de cette gamme de fréquences.

Note 4.— La largeur de bande du signal spécifie la largeur de bande minimale du signal à caractère de bruit dont la puissance est aussi grande que le seuil de brouillage qui est impulsé avec la largeur et le facteur de durée des impulsions spécifiés.

Note 5.— (*) S'agissant du canal L1 d'un récepteur L1/L5, cette valeur est liée aux brouillages par impulsions non aéronautiques avec fréquence porteuse comprise dans la bande 1 215 MHz – 2 000 MHz. Ce tableau ne décrit pas les brouillages par impulsions non aéronautiques présents dans l'environnement à prendre en considération pour le canal L5 d'un récepteur L1/L5 (voir le supplément D, § 4.4.5, pour de plus amples orientations).

Tableau B-172. Gain d'antenne minimal – Antennes à fréquence unique pour GPS (L1), GLONASS (LIOF), BDS (B1C), BDS (B1I) et/ou SBAS L1

Angle de sigle (en degrés)	*Gain minimal dBic*
0	–7,0
5	–5,5
10	–4,0
15 à 90	–2,5

Tableau B-173. Gain d'antenne minimal – Antennes double fréquence pour GPS (L1/L5), GLONASS (L1OC/L3OC), Galileo (E1/E5a), BDS (B1C/B2a) et/ou SBAS (L1/L5)

Angle de sigle (en degrés)	*Gain minimal dBic*
0	–7,0
5	–4,5
10	–3,0
15	–1,5
30	0,5
≥ 75	1,5

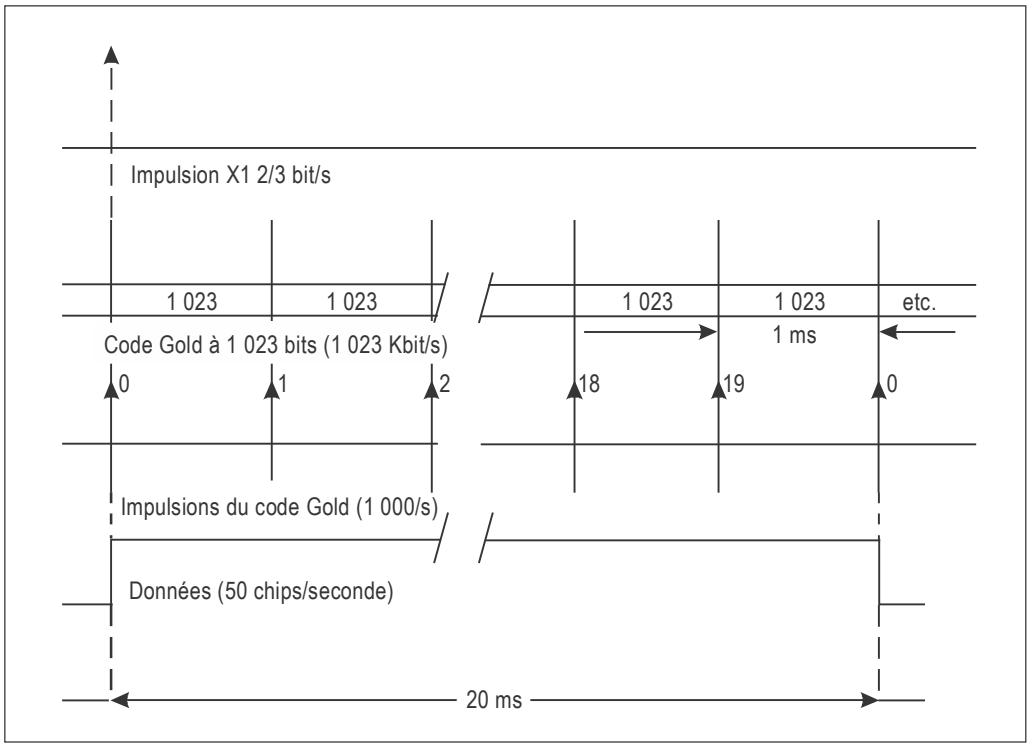


Figure B-1. Synchronisation du code C/A

SOUS-TRAME 1	TLM	HOW	Numéro de semaine GPS, précision et état de fonctionnement du véhicule spatial
SOUS-TRAME 2	TLM	HOW	Paramètres d'éphémérides
SOUS-TRAME 3	TLM	HOW	Paramètres d'éphémérides
SOUS-TRAME 4 (25 pages)	TLM	HOW	Almanach, état de fonctionnement pour les satellites 25-32, messages spéciaux, configuration des satellites, indicateurs, données ionosphériques et UTC
SOUS-TRAME 5 (25 pages)	TLM	HOW	Almanach, état de fonctionnement pour les satellites 1-24, temps de référence de l'almanach et numéro de semaine GPS de référence de l'almanach

Figure B-2. Structure de la trame

Préambule								Réservé																Parité					
1	0	0	0	1	0	1	1	MSB															LSB						
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30

Figure B-3. Mot TLM

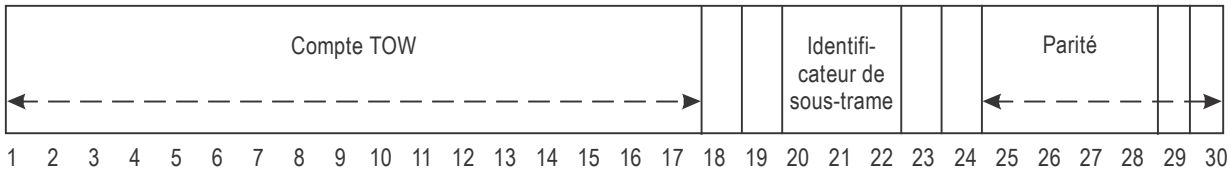
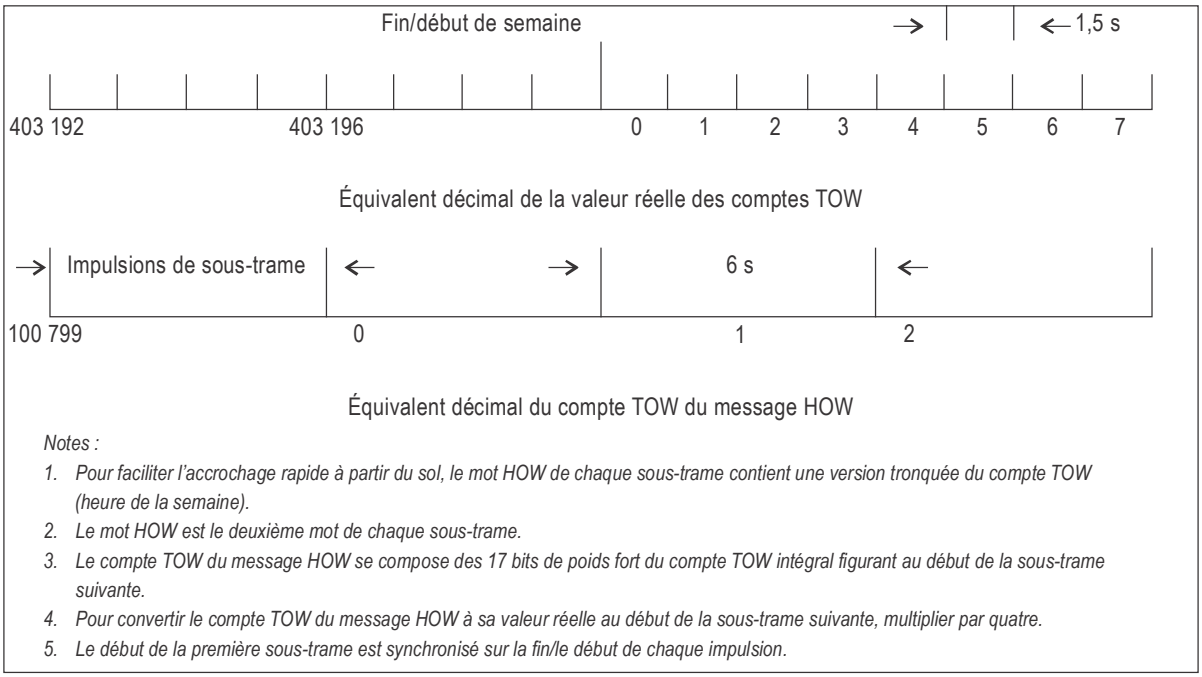


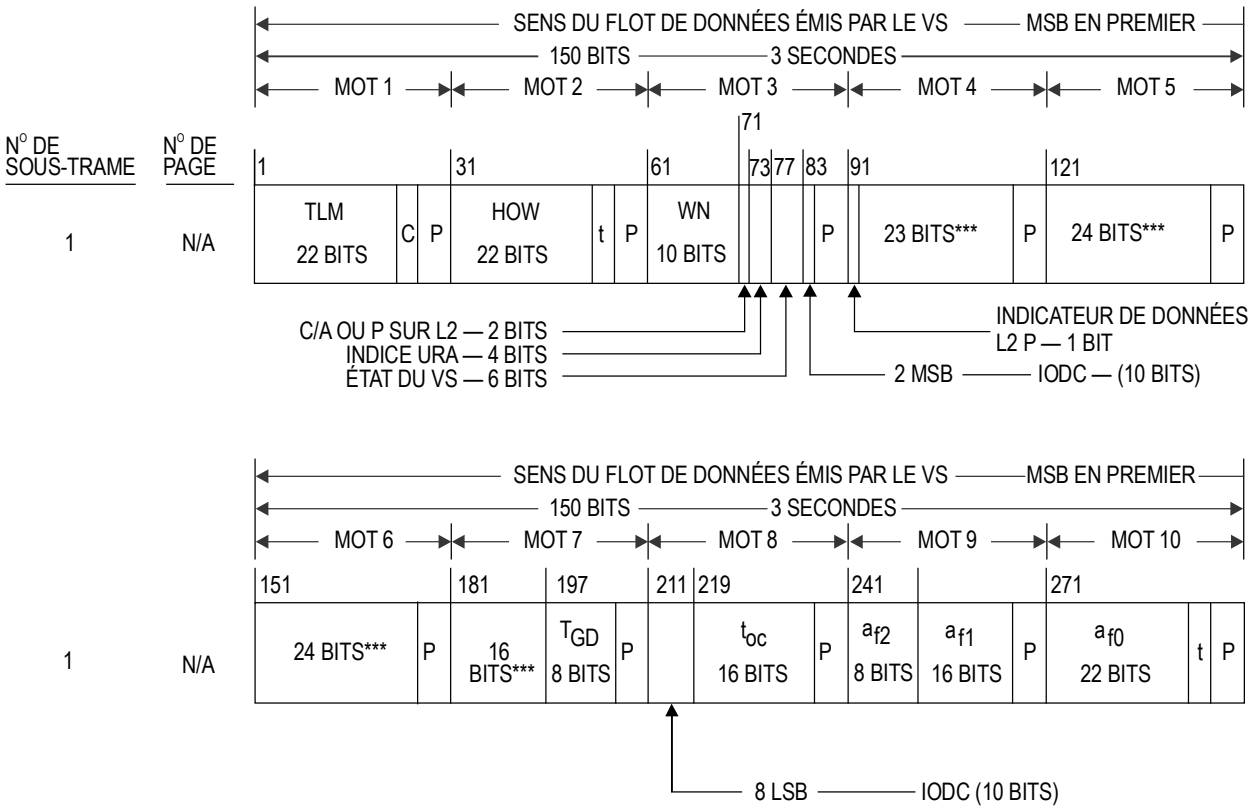
Figure B-4. Format du mot HOW



Notes :

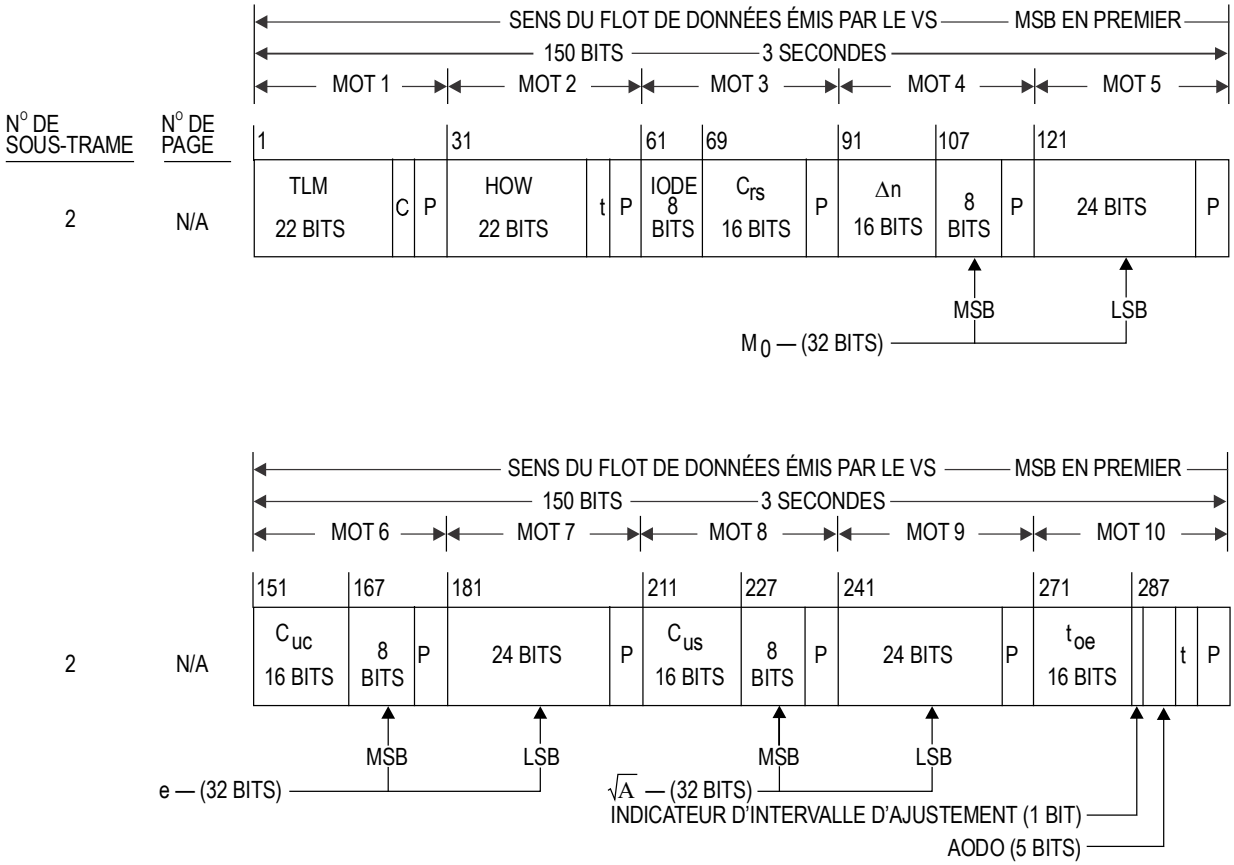
1. *Pour faciliter l'accrochage rapide à partir du sol, le mot HOW de chaque sous-trame contient une version tronquée du compte TOW (heure de la semaine).*
2. *Le mot HOW est le deuxième mot de chaque sous-trame.*
3. *Le compte TOW du message HOW se compose des 17 bits de poids fort du compte TOW intégral figurant au début de la sous-trame suivante.*
4. *Pour convertir le compte TOW du message HOW à sa valeur réelle au début de la sous-trame suivante, multiplier par quatre.*
5. *Le début de la première sous-trame est synchronisé sur la fin/le début de chaque impulsion.*

Figure B-5. Schéma temporel du HOW



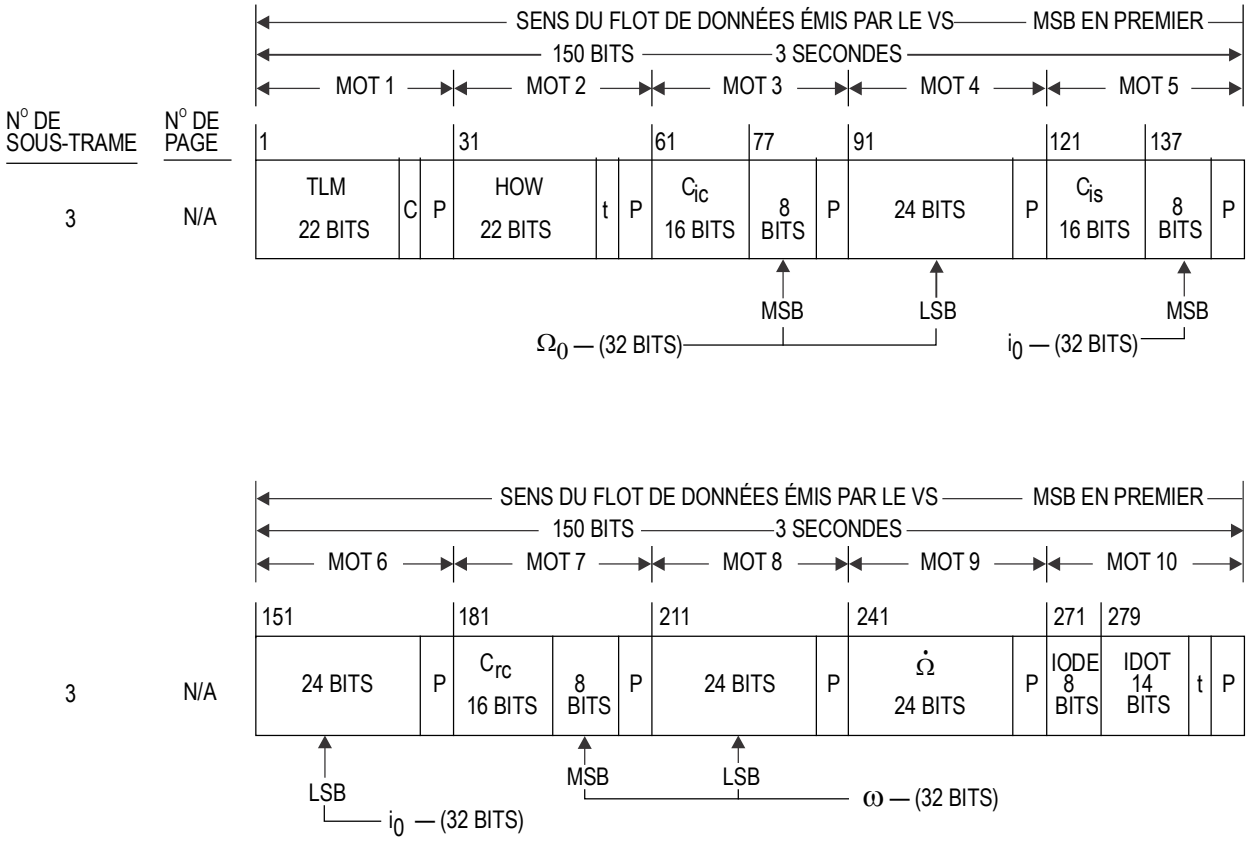
*** RÉSERVÉ(S)
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 1 de 11)



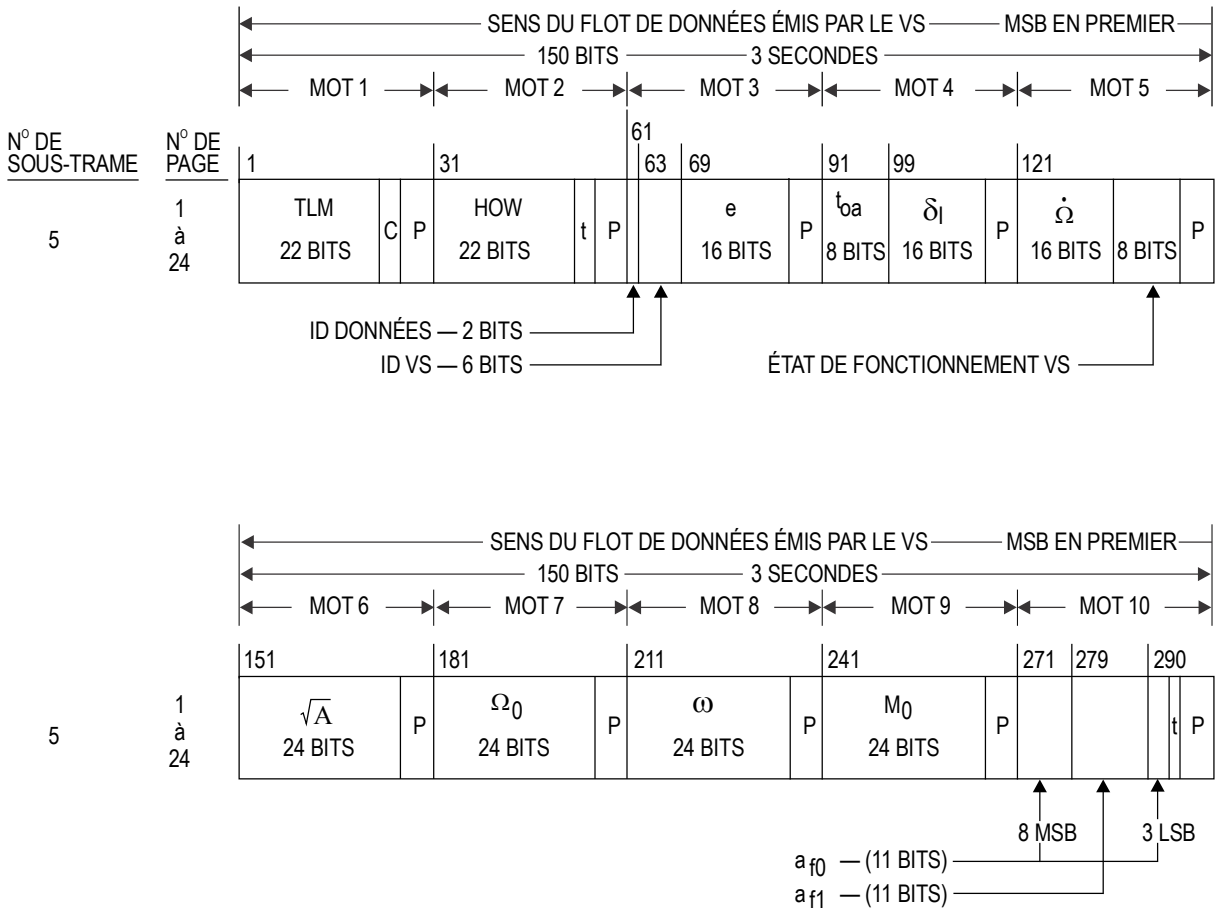
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 2 de 11)



P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 3 de 11)



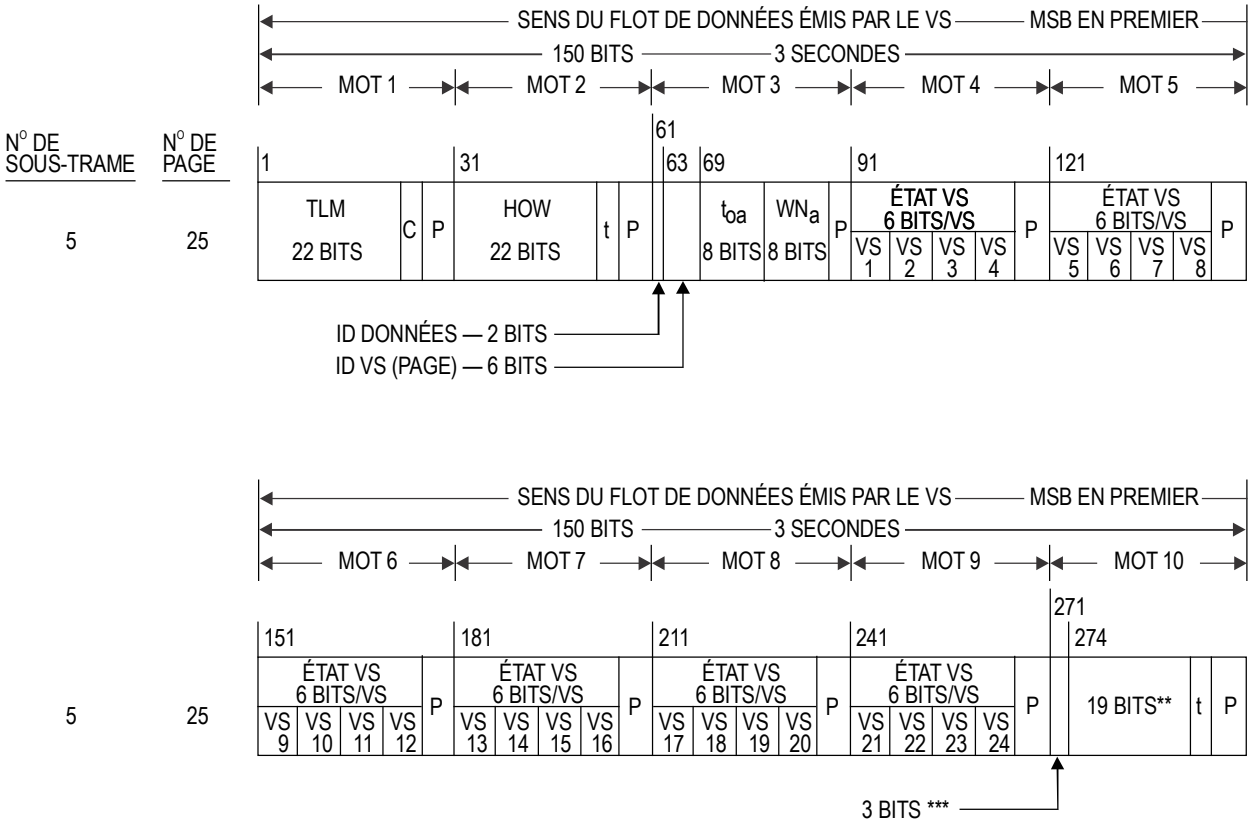
P = 6 BITS DE PARITÉ

t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ

C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

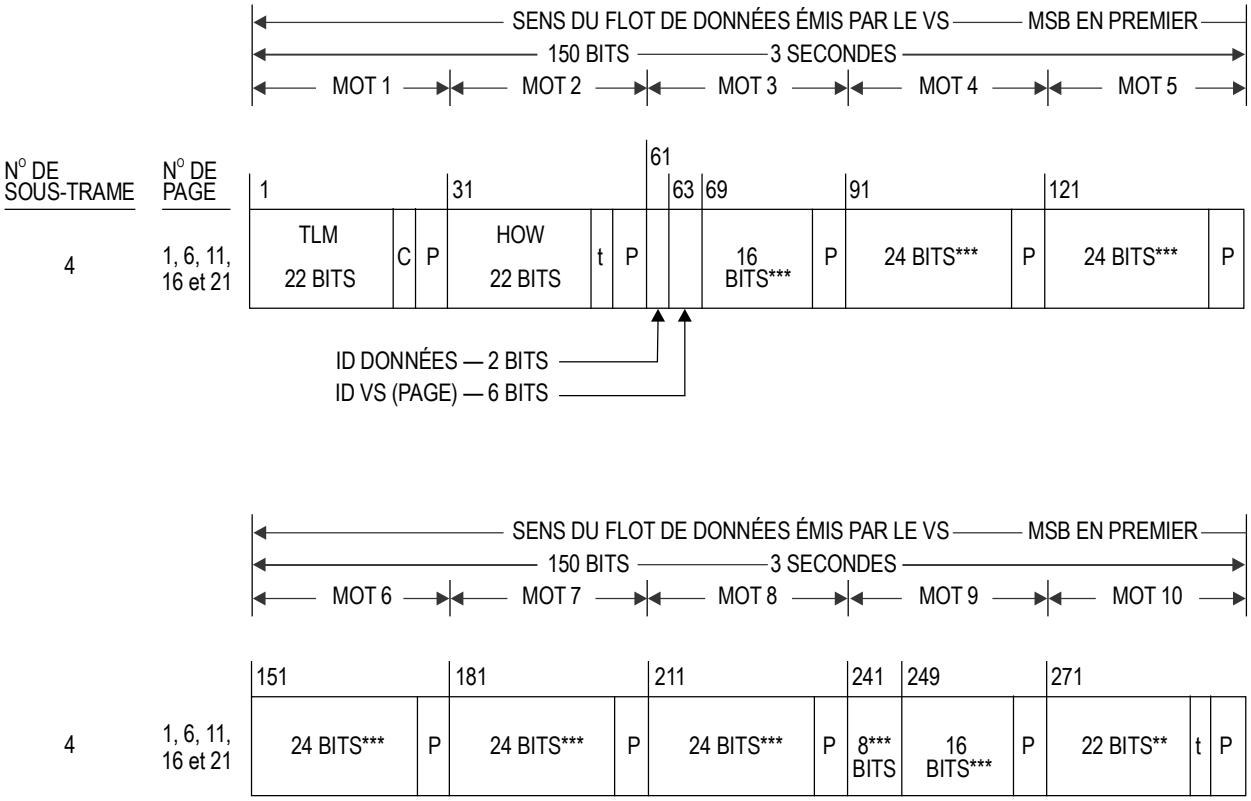
Note.— Les pages 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 et 10 de la sous-trame 4 ont le même format que les pages 1 à 24 de la sous-trame 5.

Figure B-6. Format des données (page 4 de 11)



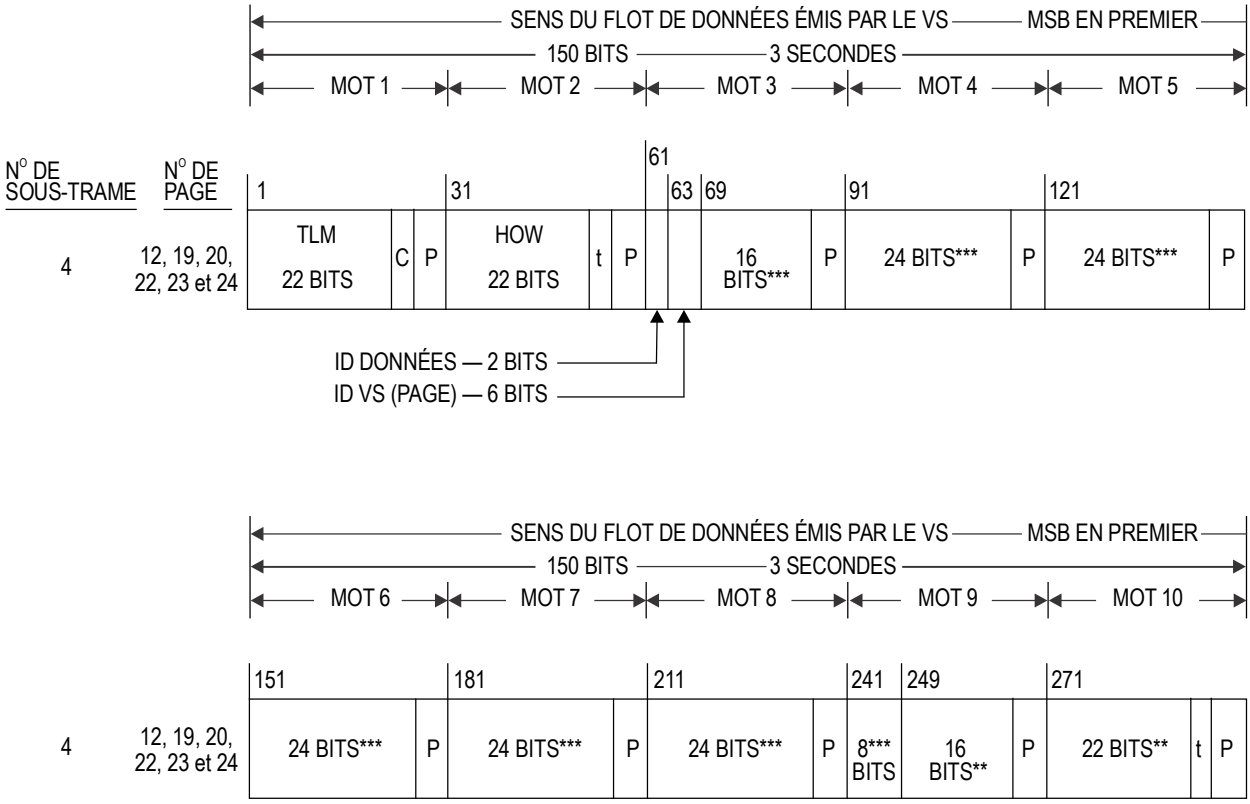
** RÉSERVÉ(S) POUR LE SYSTÈME
*** RÉSERVÉ(S)
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 5 de 11)



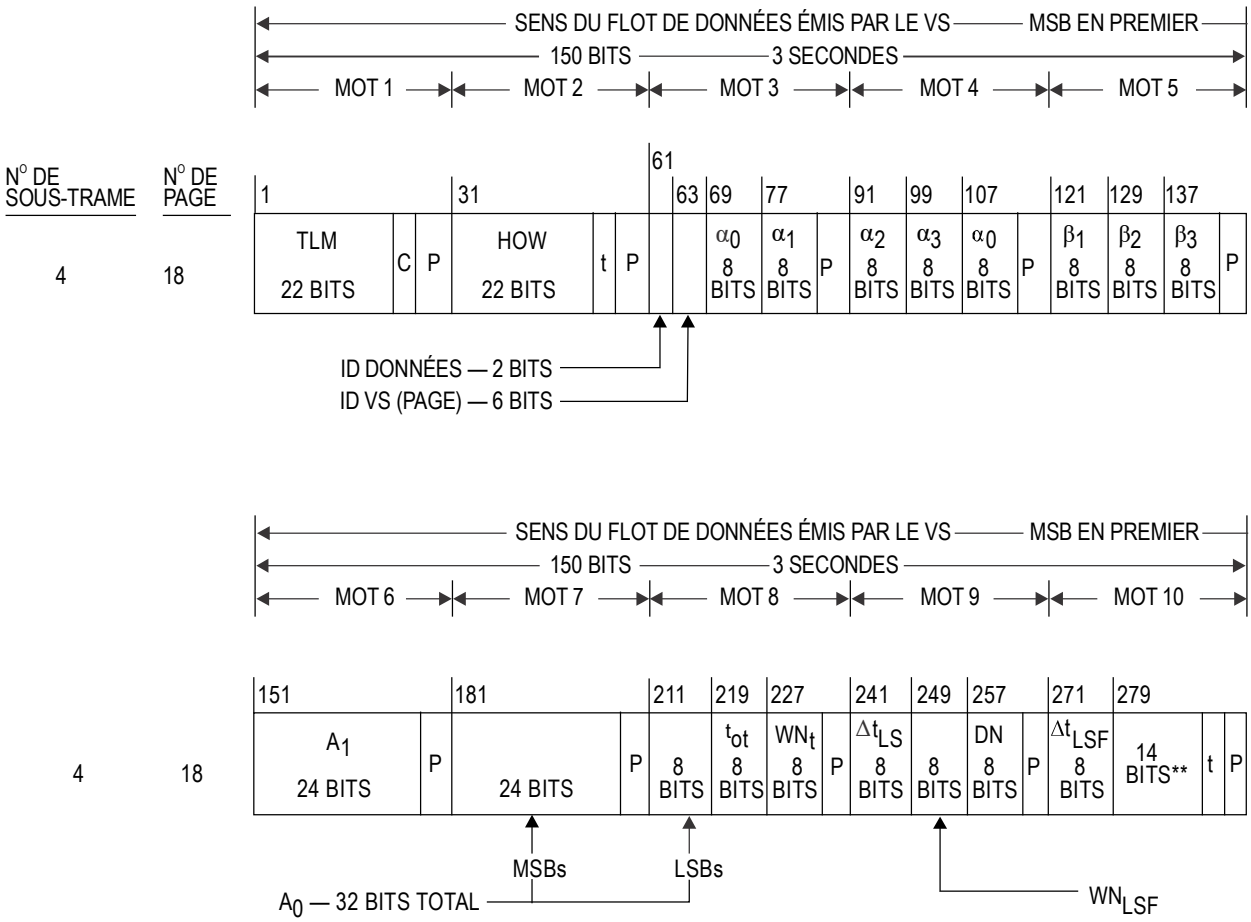
** RÉSERVÉ(S) POUR LE SYSTÈME
*** RÉSERVÉ(S)
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 6 de 11)



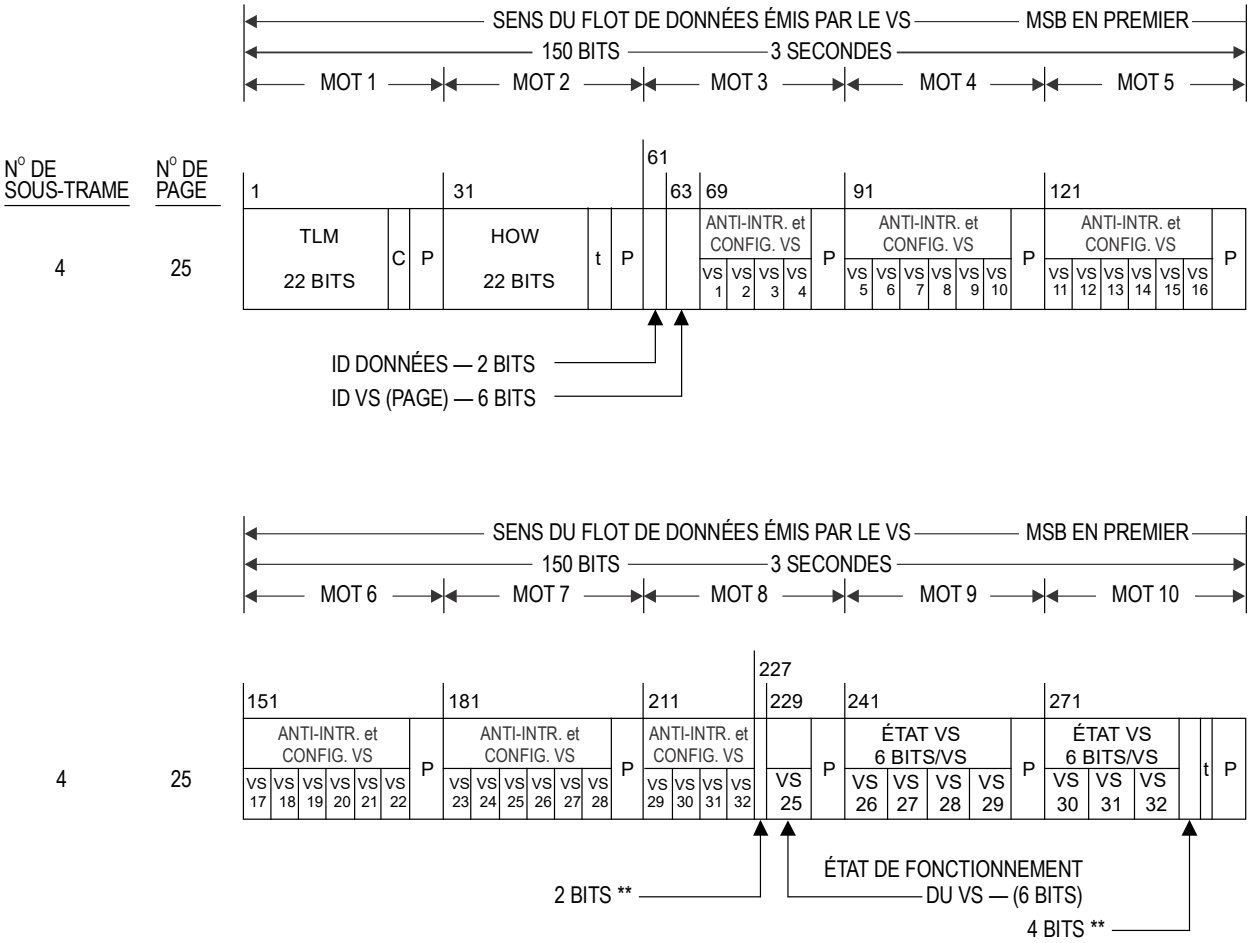
** RÉSERVÉ(S) POUR LE SYSTÈME
*** RÉSERVÉ(S)
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 7 de 11)



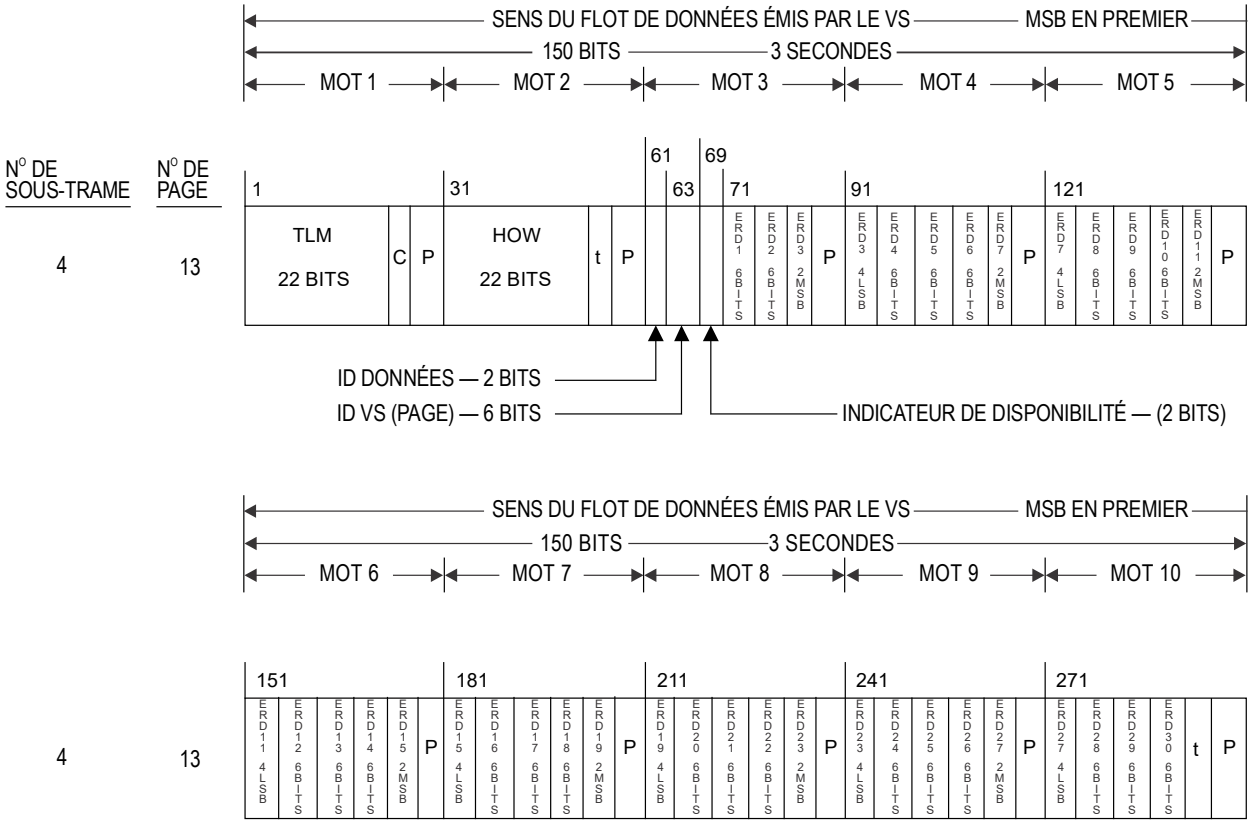
** RÉSERVÉ(S) POUR LE SYSTÈME
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 8 de 11)



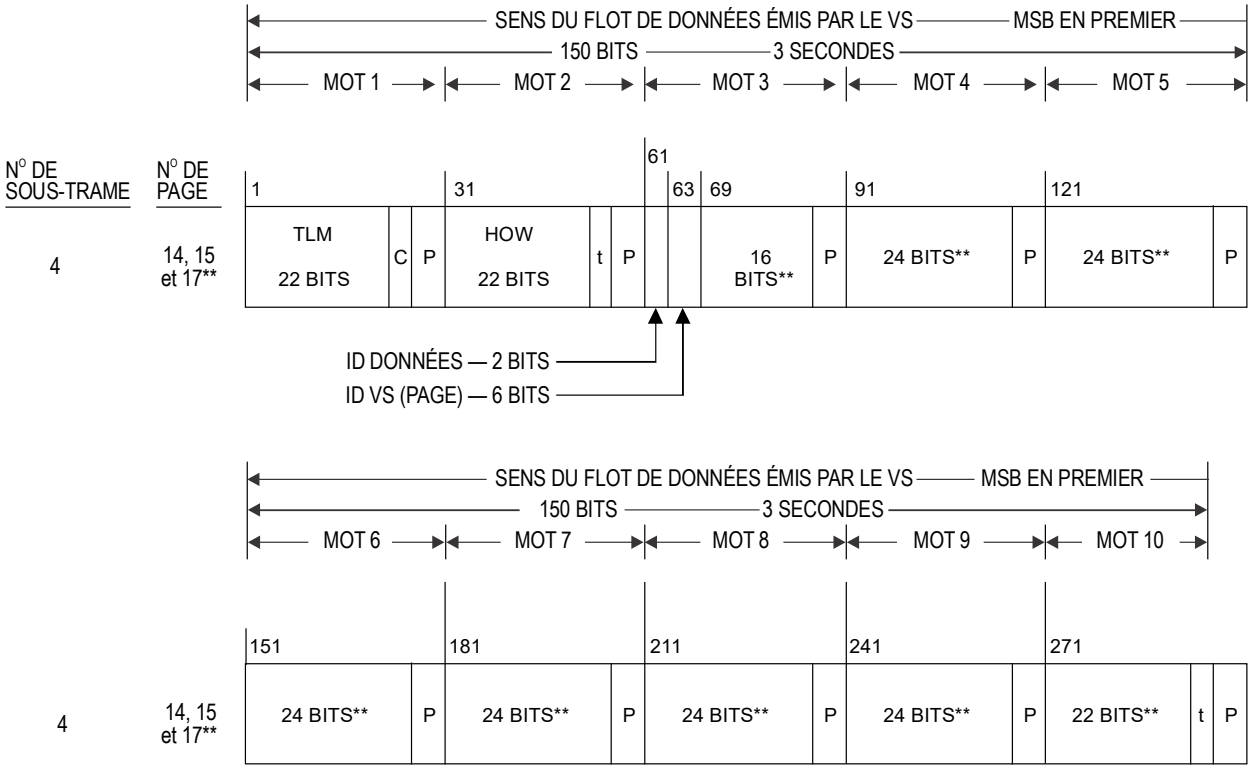
** RÉSERVÉ(S) POUR LE SYSTÈME
P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 9 de 11)



P = 6 BITS DE PARITÉ
t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ
C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 10 de 11)



** CES SEGMENTS DES MOTS 3 À 10 DES PAGES 14 ET 15 SONT RÉSERVÉS POUR LE SYSTÈME
SUR LA PAGE 17, CES MÊMES SEGMENTS SONT RÉSERVÉS AUX MESSAGES SPÉCIAUX

P = 6 BITS DE PARITÉ

t = 2 BITS NON SIGNIFICATIFS UTILISÉS POUR LE CONTRÔLE DE PARITÉ

C = BITS 23 ET 24 DU MOT TLM (RÉSERVÉS)

Figure B-6. Format des données (page 11 de 11)

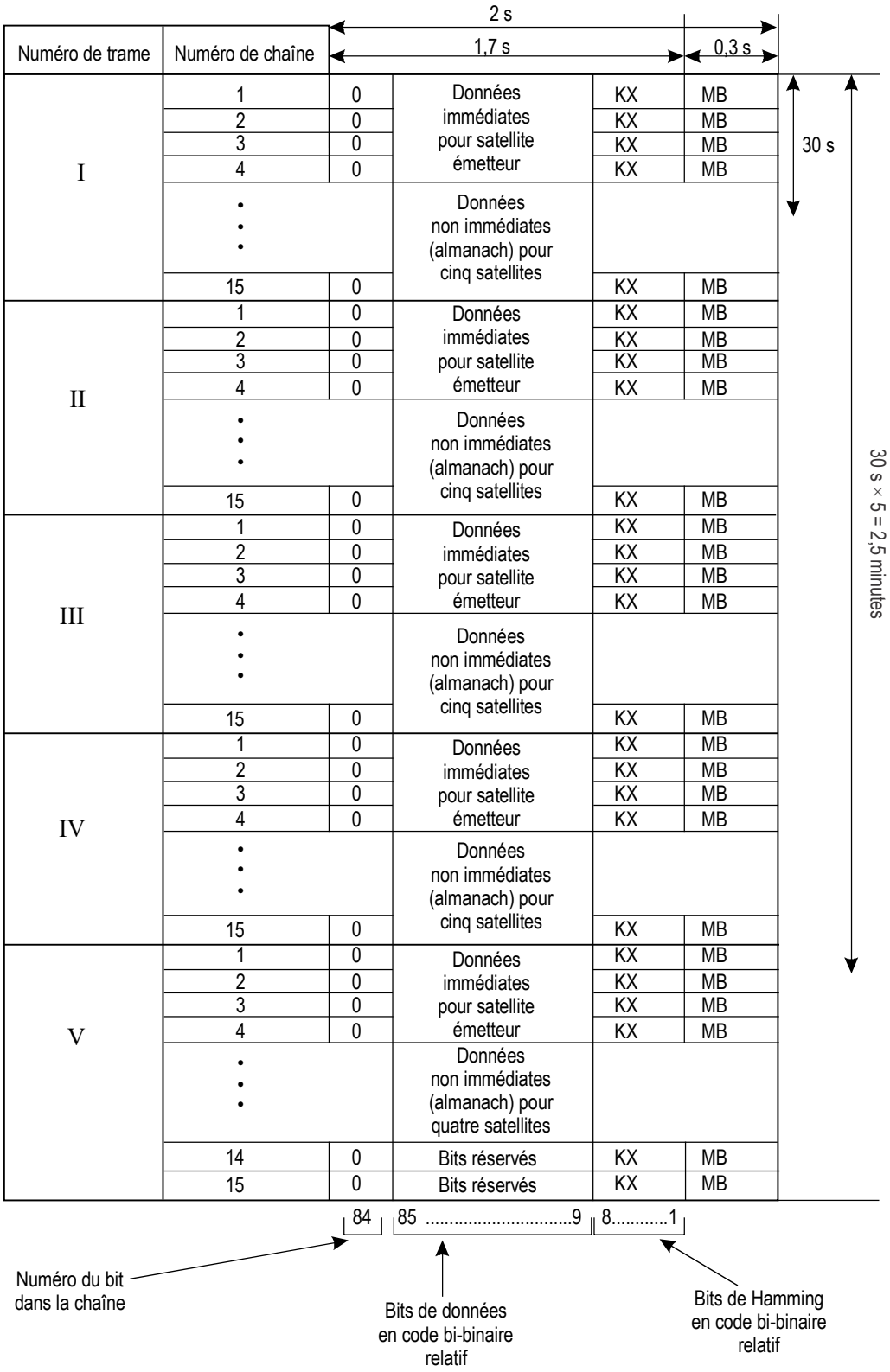
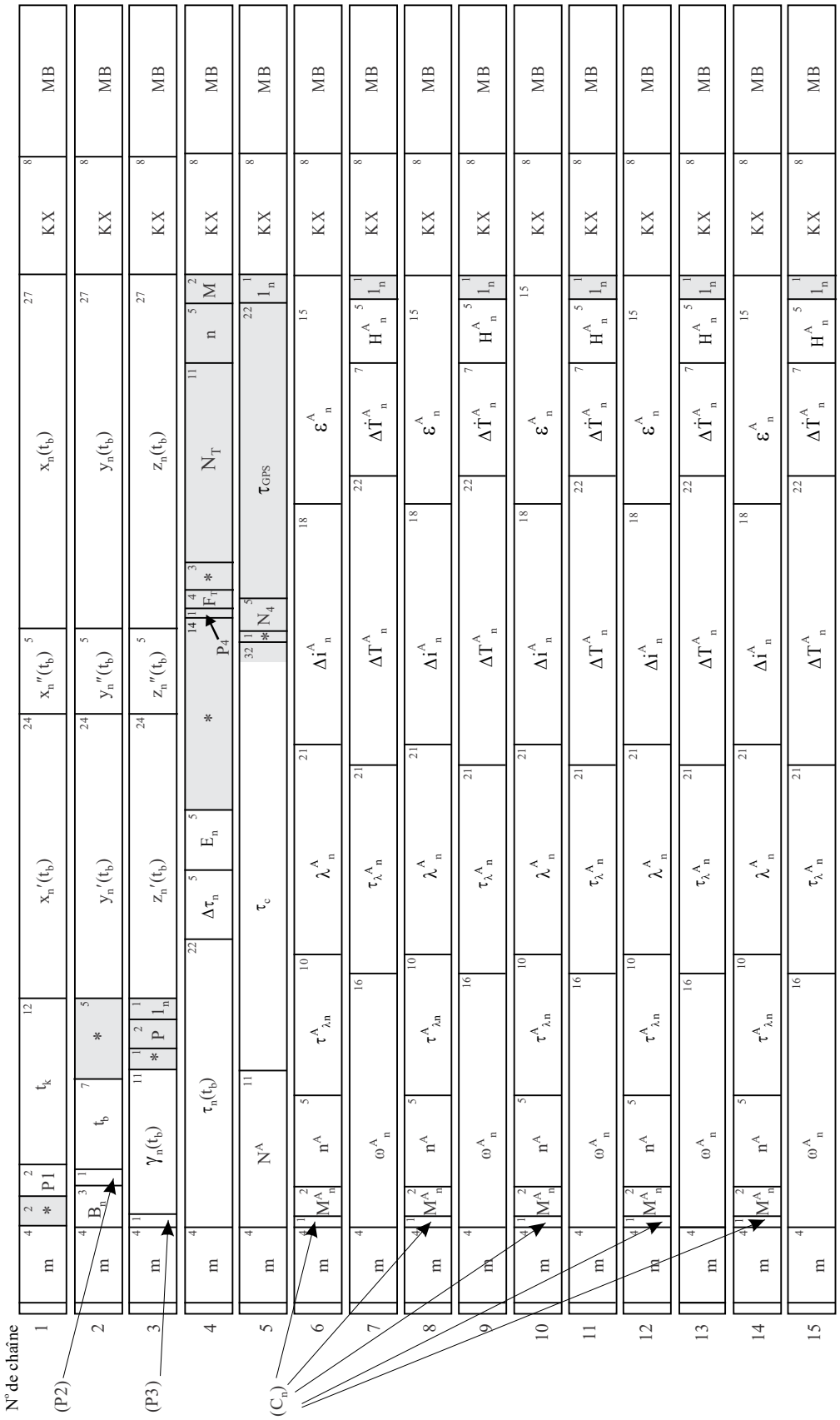


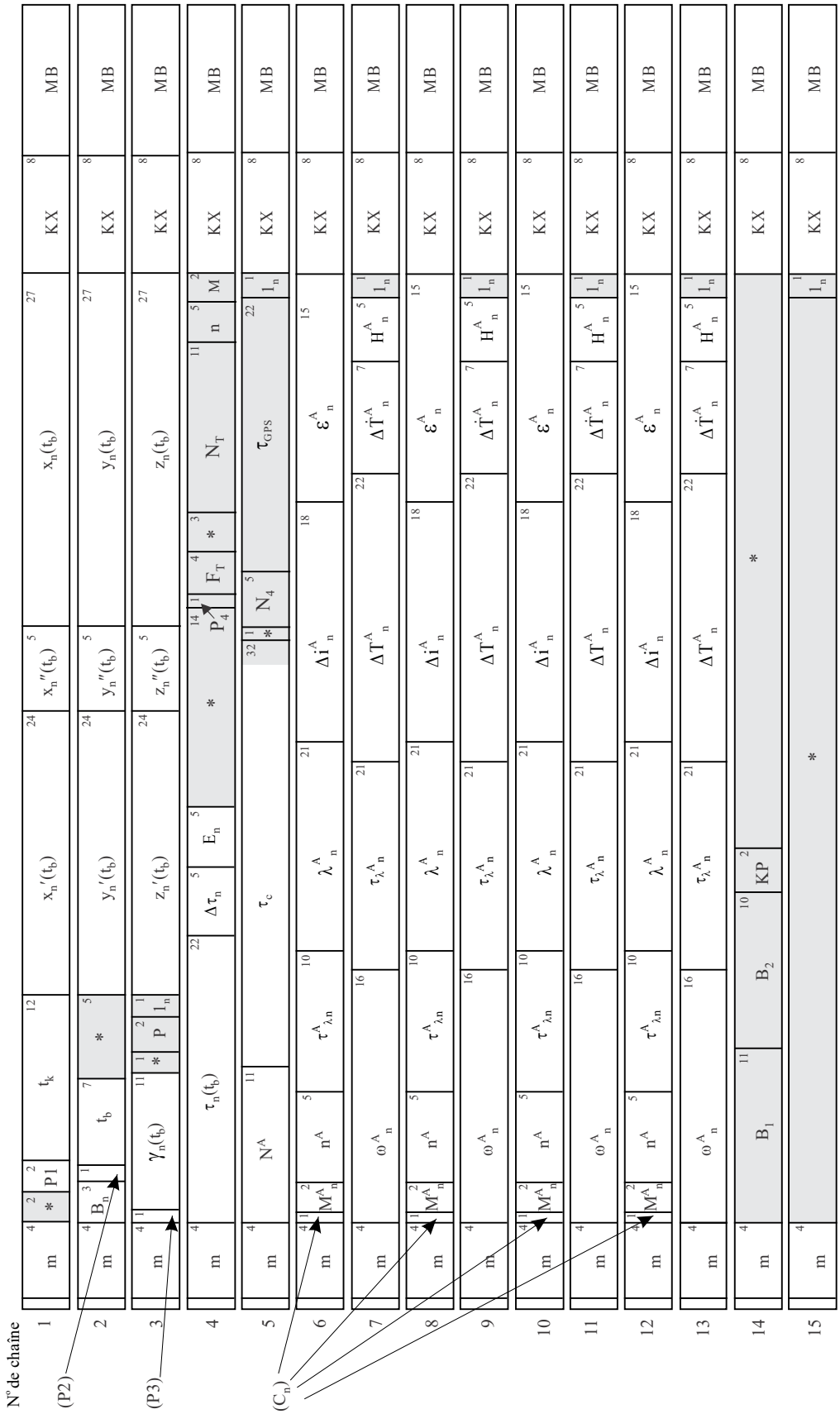
Figure B-7. Structure de la supertrame



* Bits réservés dans la trame.

Note.— La teneur des données, la définition et la signification des paramètres sont données aux § 3.2.1.3 et 3.2.1.4. Les données supplémentaires transmises par GLONASS-M sont indiquées en grisé dans la figure.

Figure B-8. Structure des trames 1 à 4



* Bits réservés dans la trame.

Note.— La teneur des données, la définition et la signification des paramètres sont données aux § 3.2.1.3 et 3.2.1.4. Les données supplémentaires transmises par GLONASS-M sont indiquées en grisé dans la figure.

Figure B-9. Structure de la trame 5

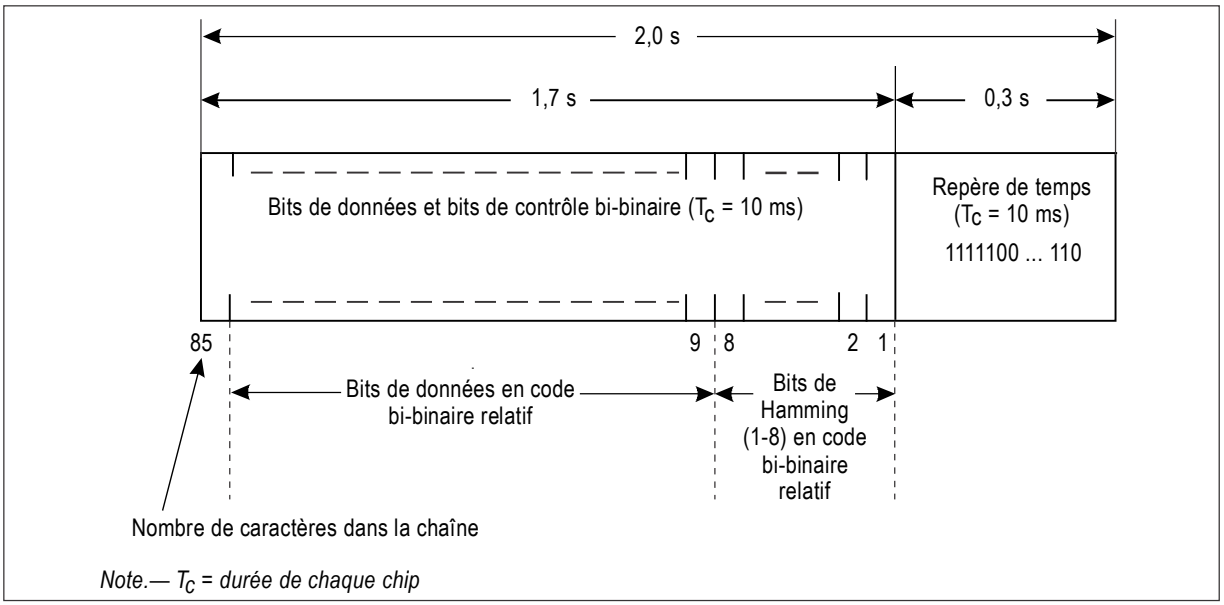


Figure B-10. Structure des chaînes de données

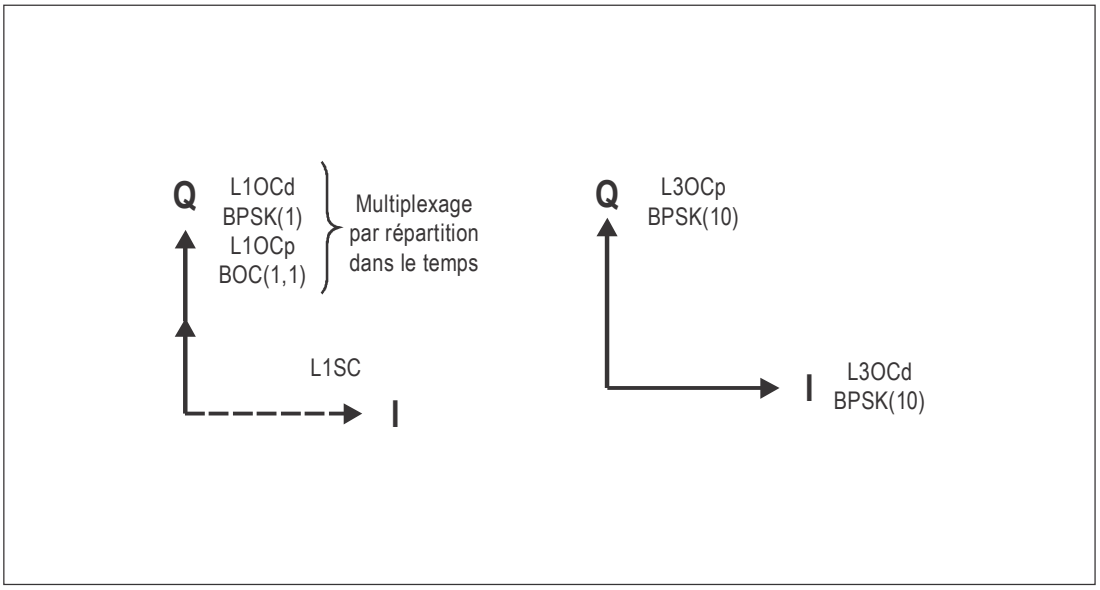


Figure B-11A. Structure des signaux L1OC et L3OC

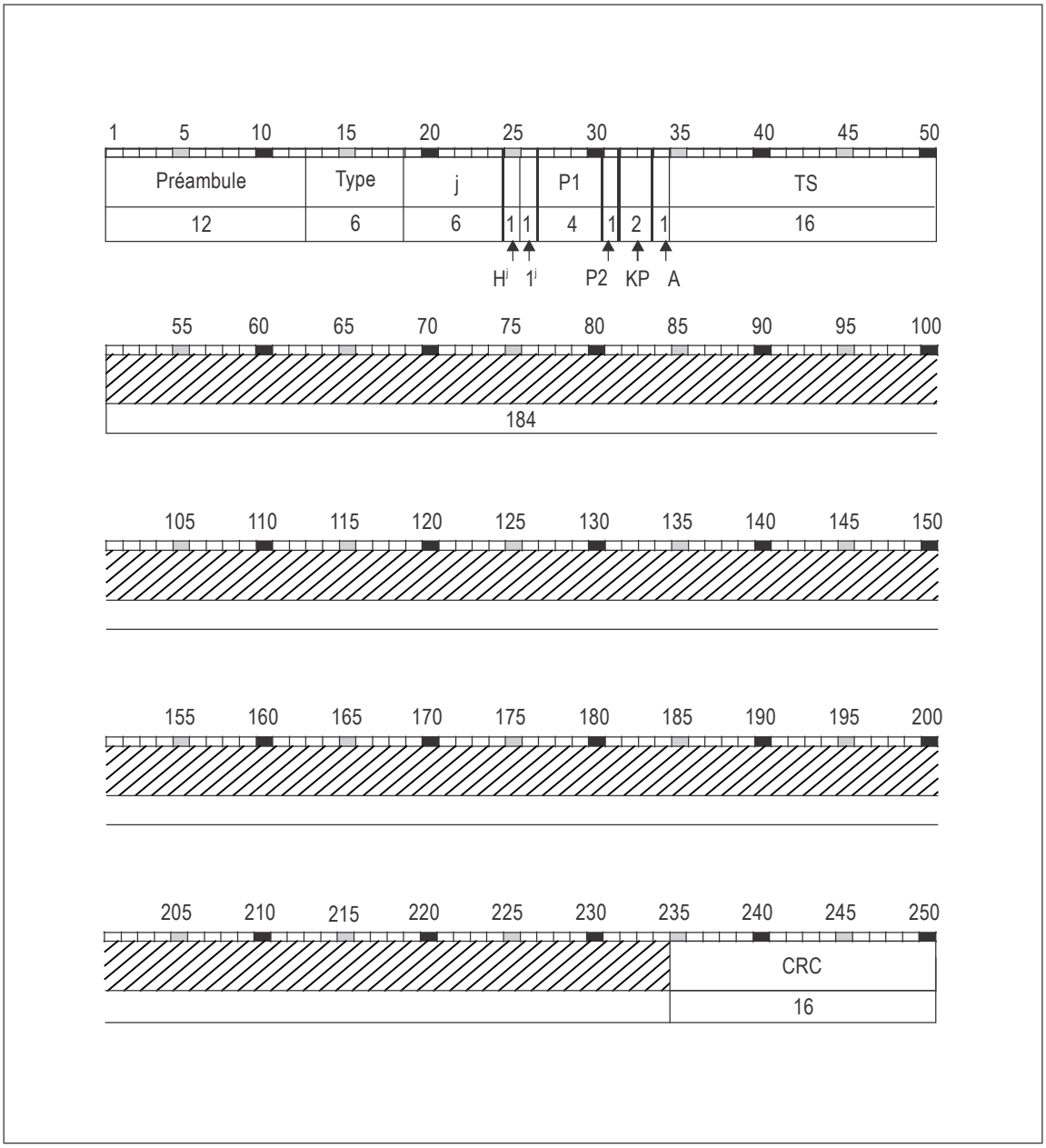


Figure B-11B. Structure générale des chaînes de données du signal L1OCd

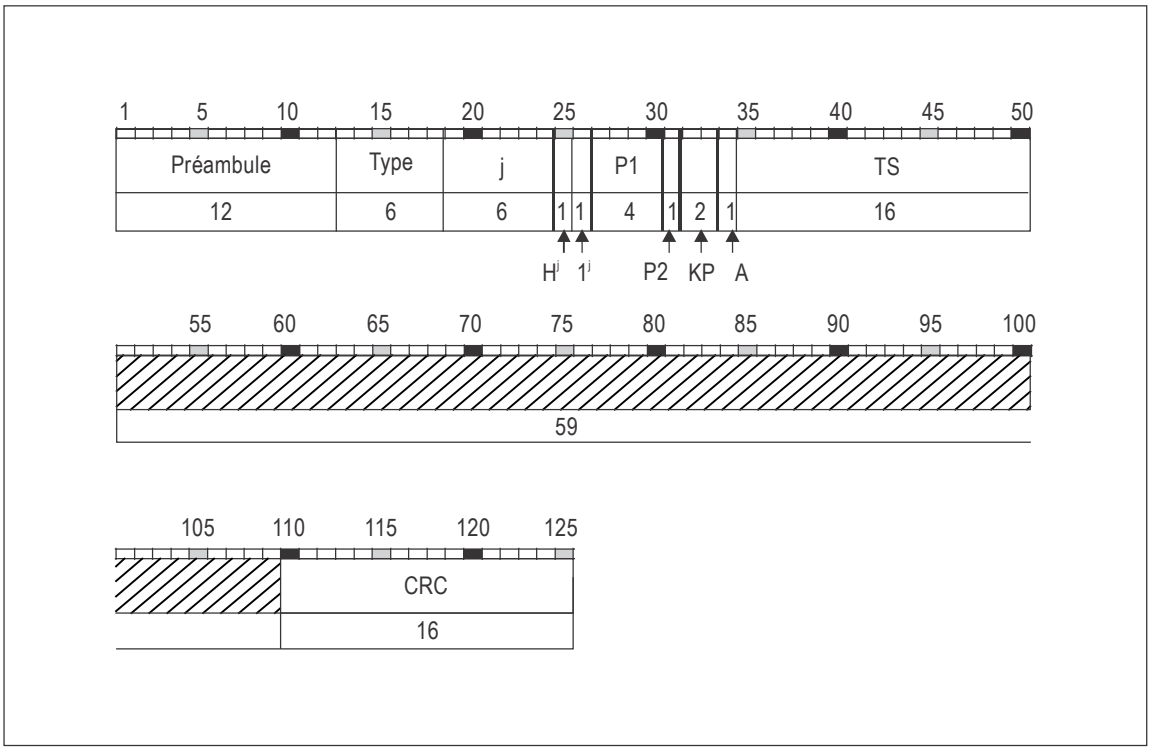


Figure B-11C. Chaîne de données anormale de type 1 du signal L1OCd

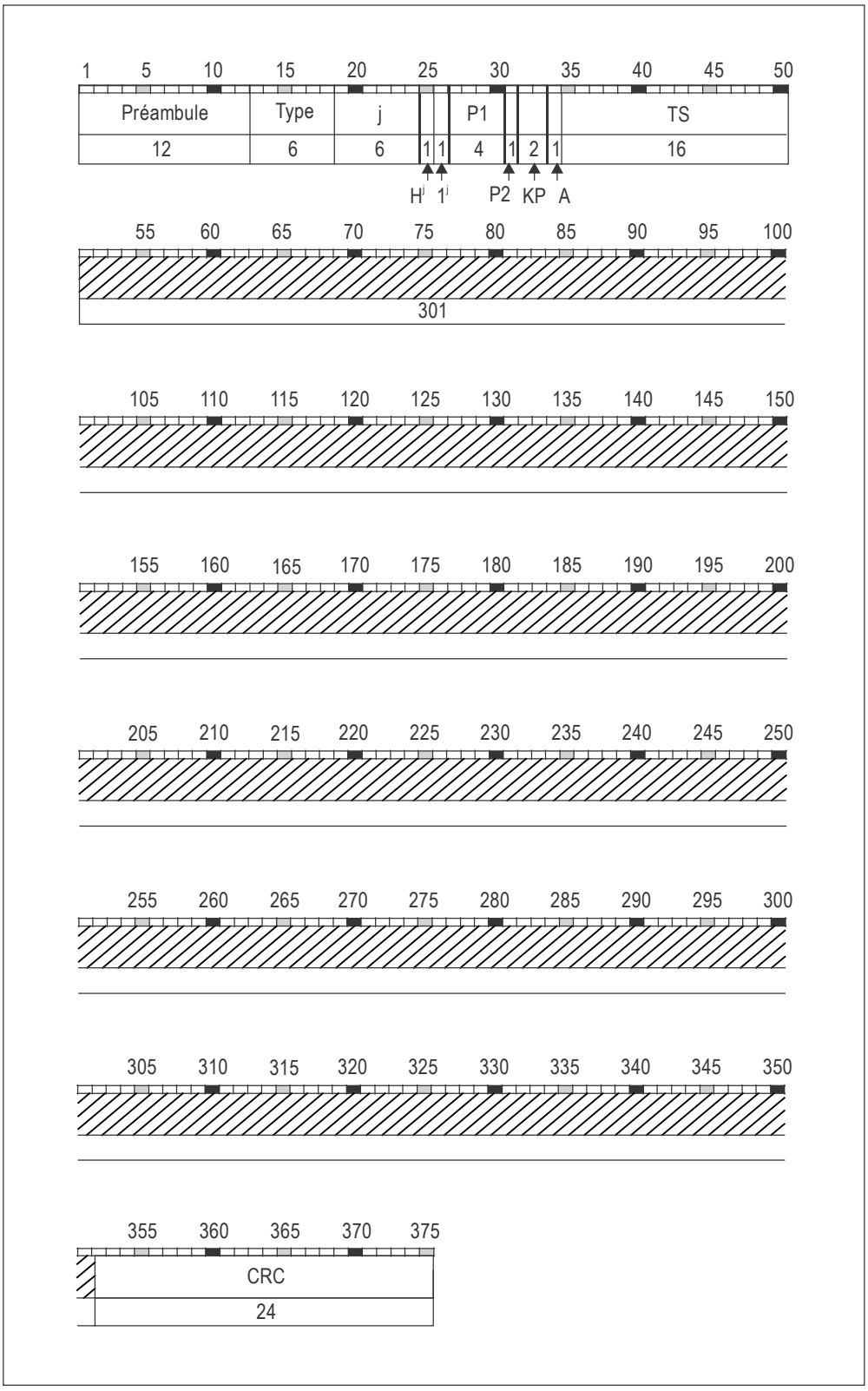


Figure B-11D. Chaîne de données anormale de type 2 du signal L1OCd

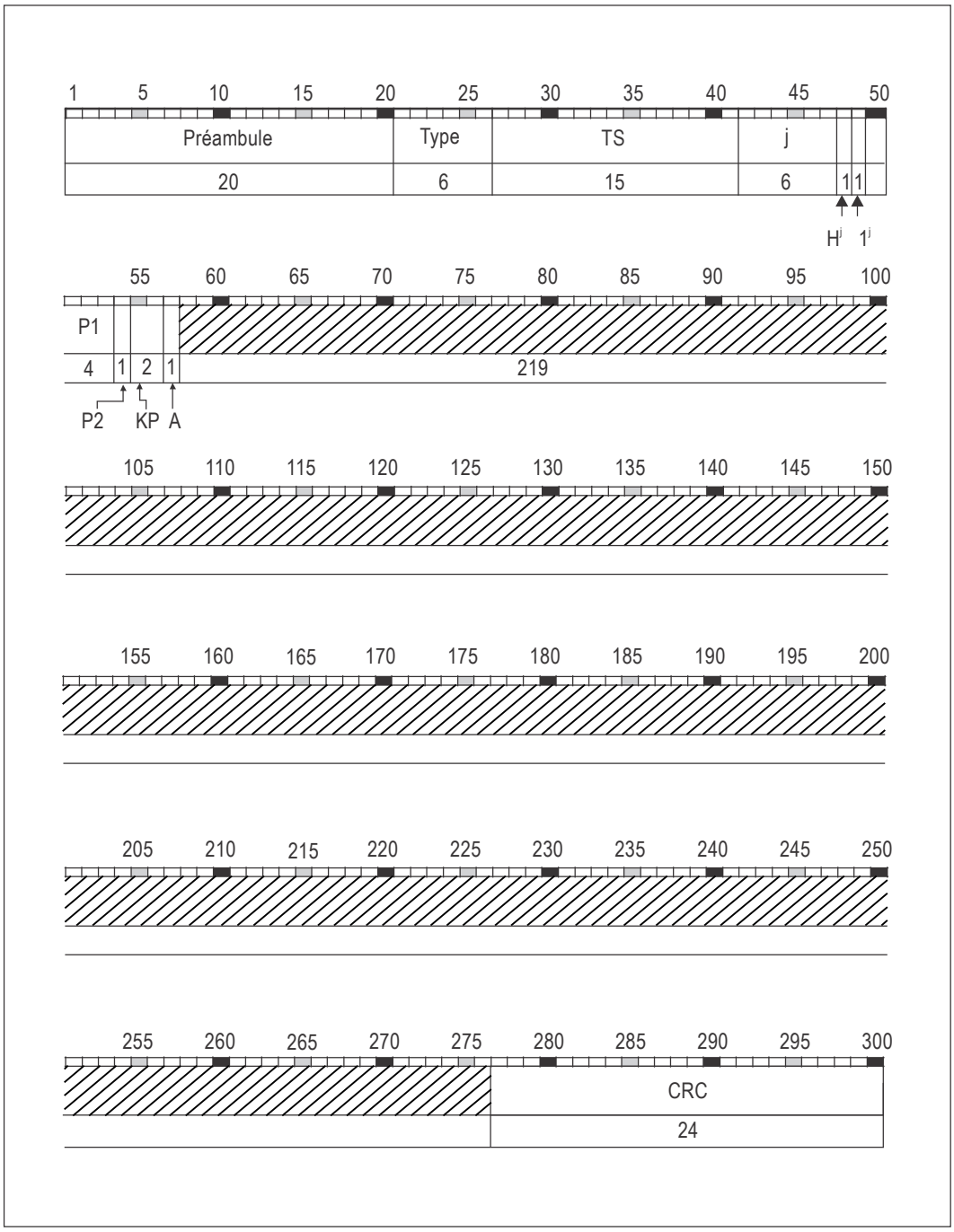


Figure B-12A. Structure générale des chaînes de données du signal L3OCd

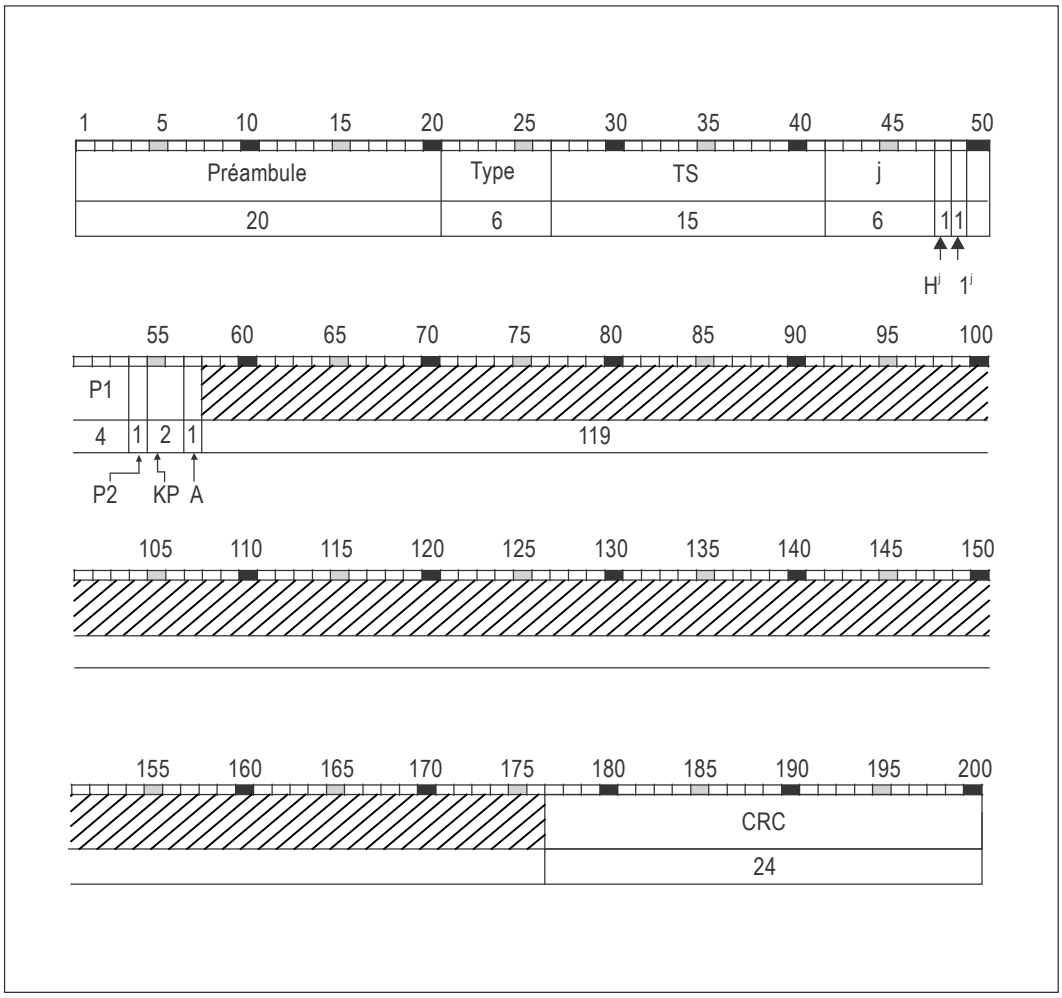


Figure B-12B. Chaîne de données anormale de type 1 du signal L3OCd

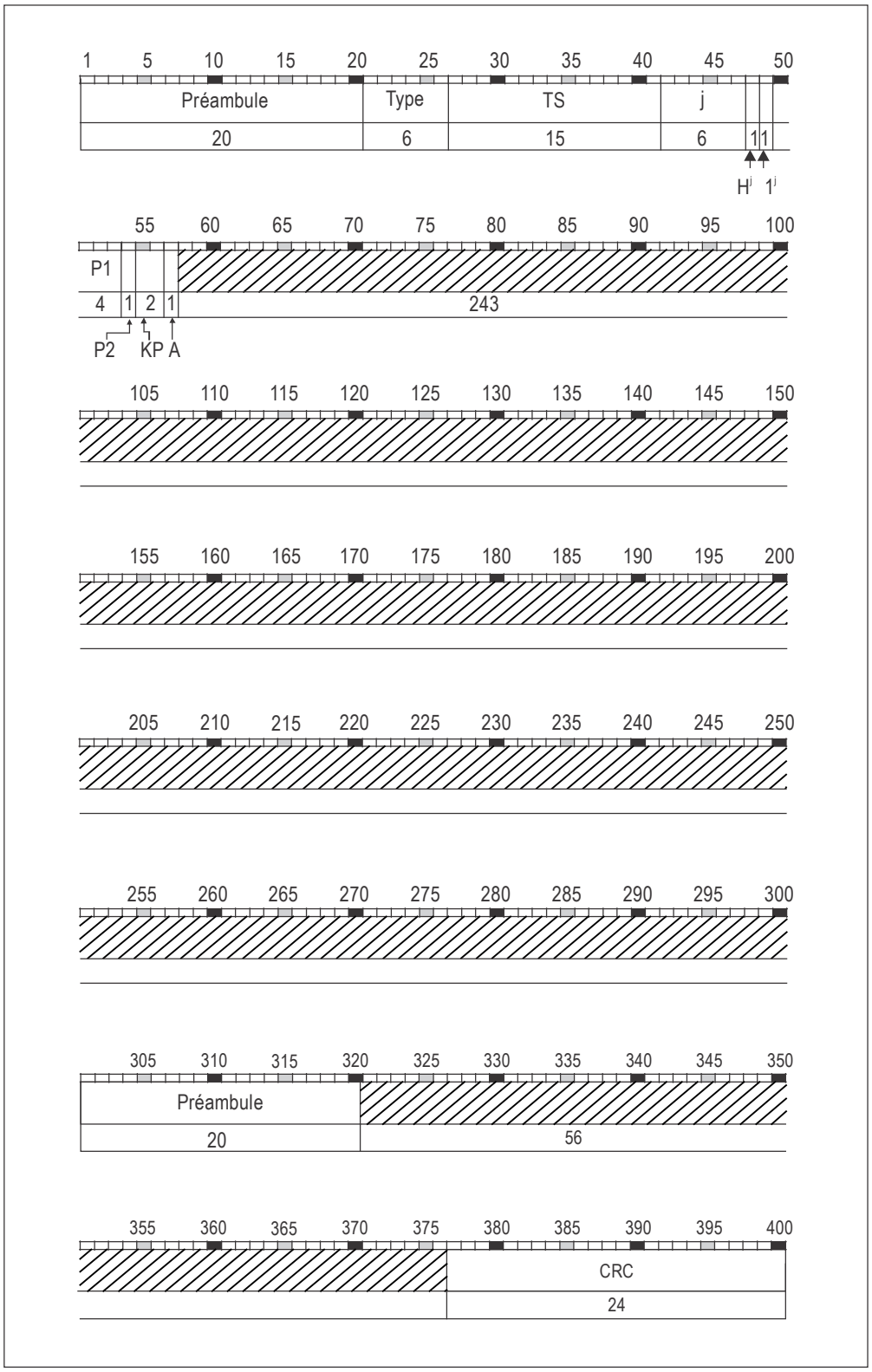


Figure B-12C. Chaîne de données anormale de type 2 du signal L3OCd

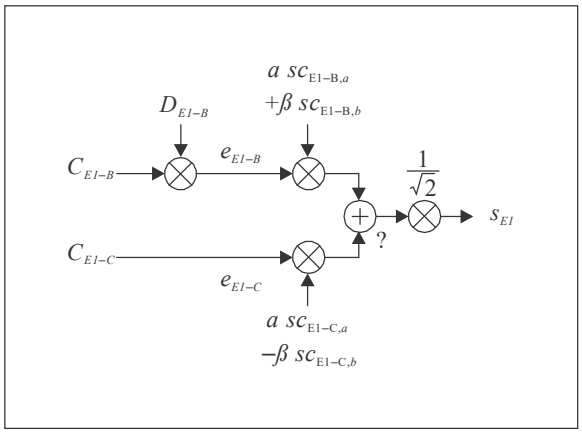


Figure B-13. Schéma de modulation CBOC pour le signal E1

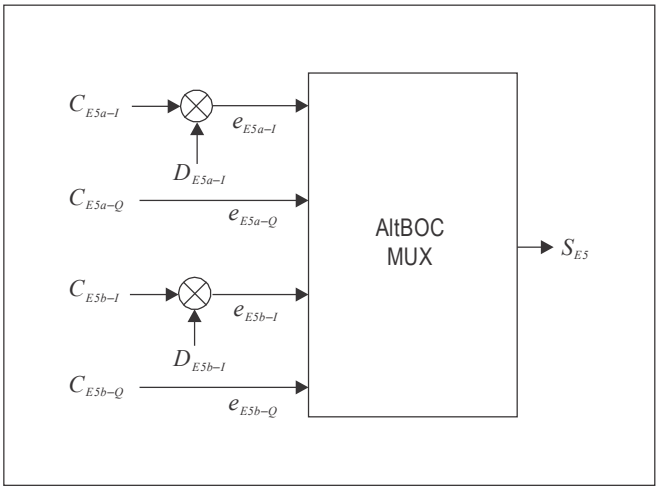


Figure 14. Schéma de modulation AltBOC pour le signal E5

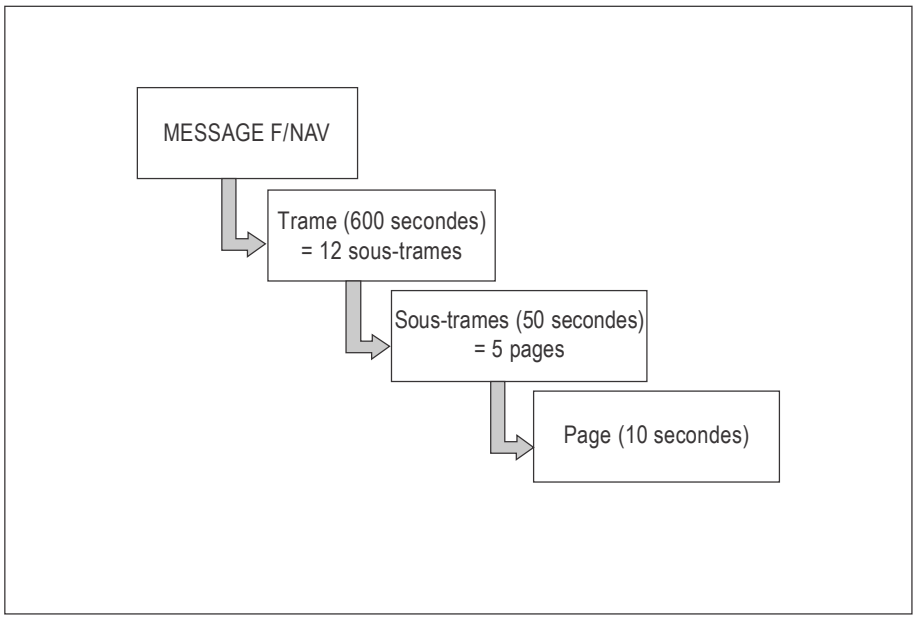


Figure 15. Structure du message F/NAV

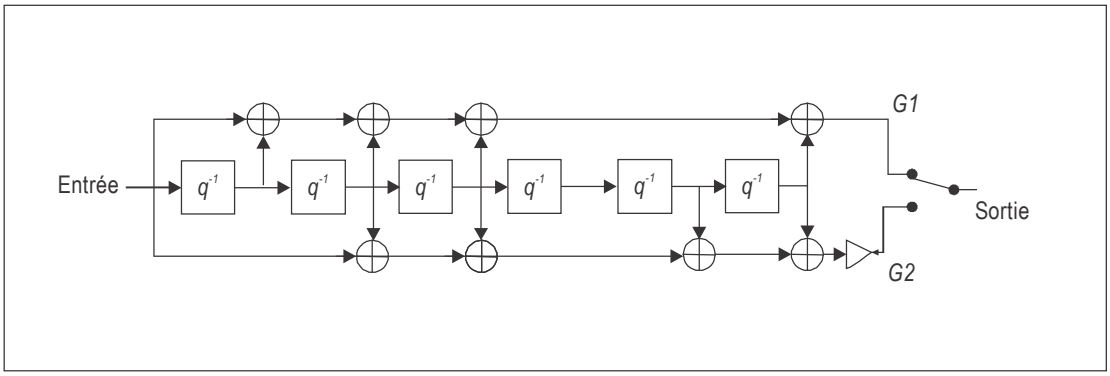


Figure 16. Schéma de code à convolution du F/NAV

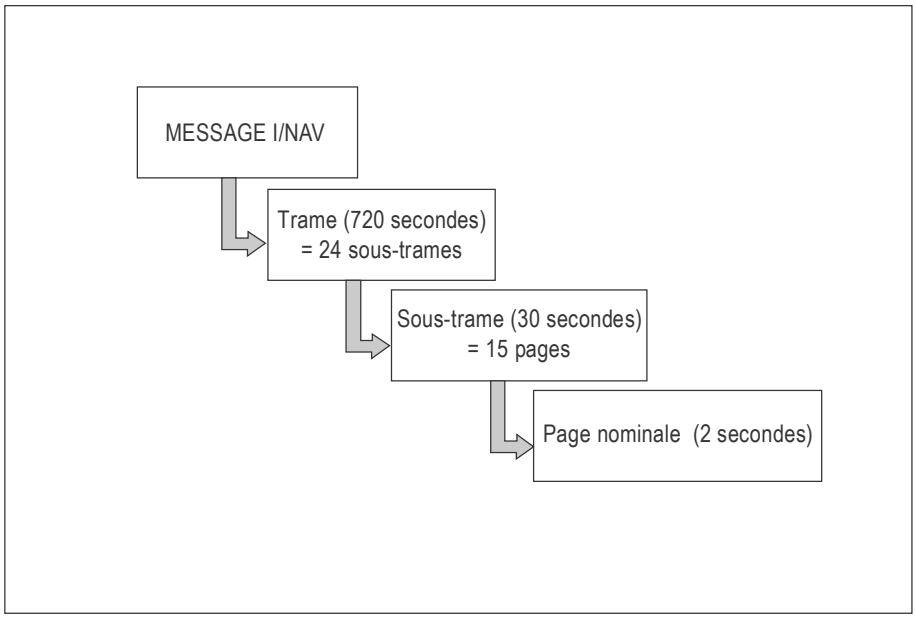


Figure 17. Structure du message I/NAV

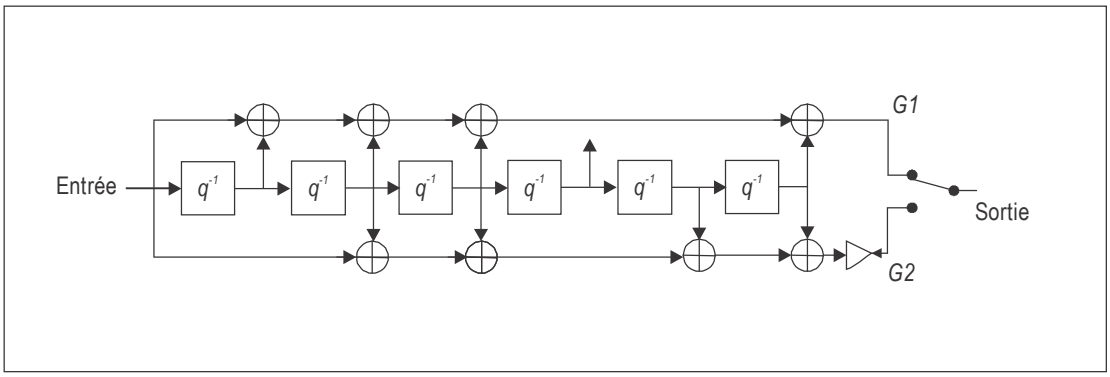


Figure B-18. Schéma de code à convolution

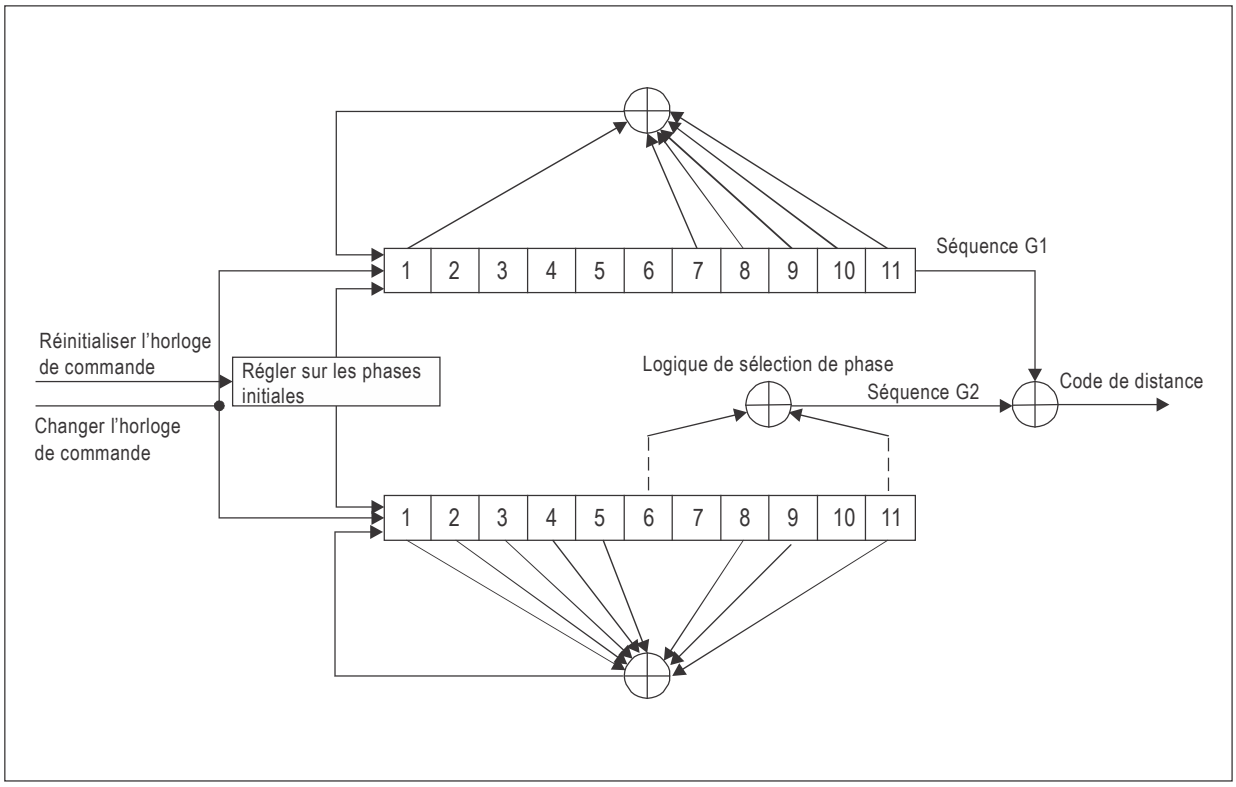


Figure B-19. Générateur du code de mesure de distance C_{BII}

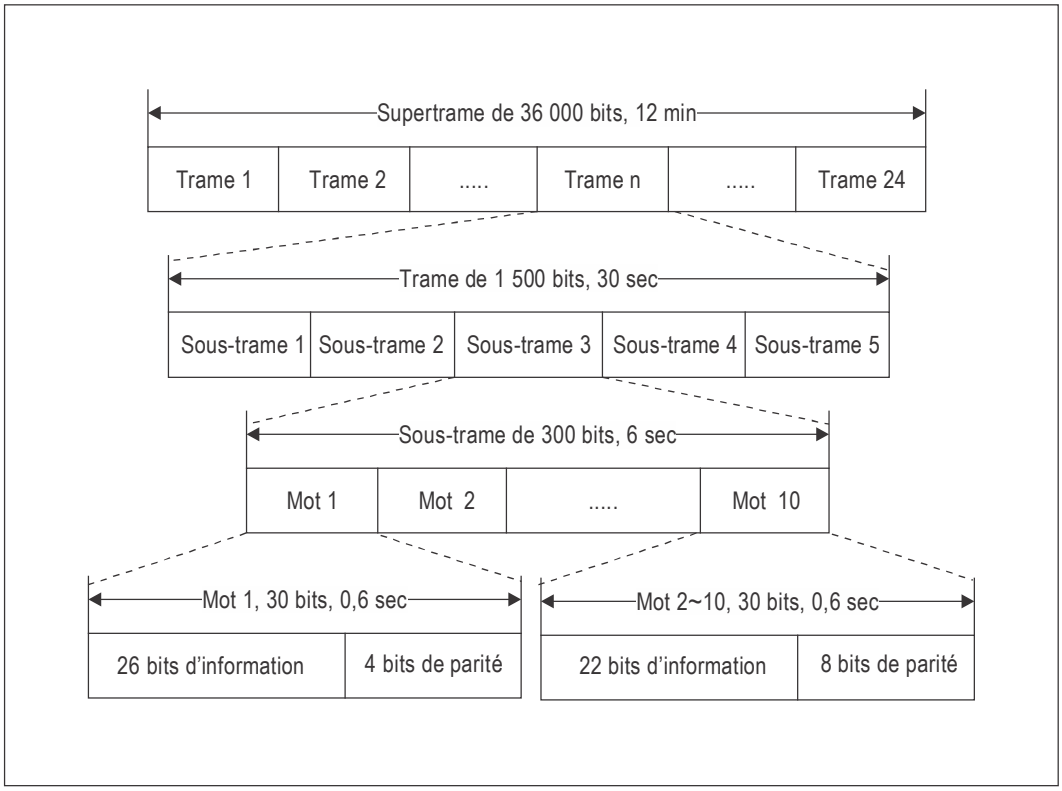


Figure B-20. Structure de la trame du message de navigation D1

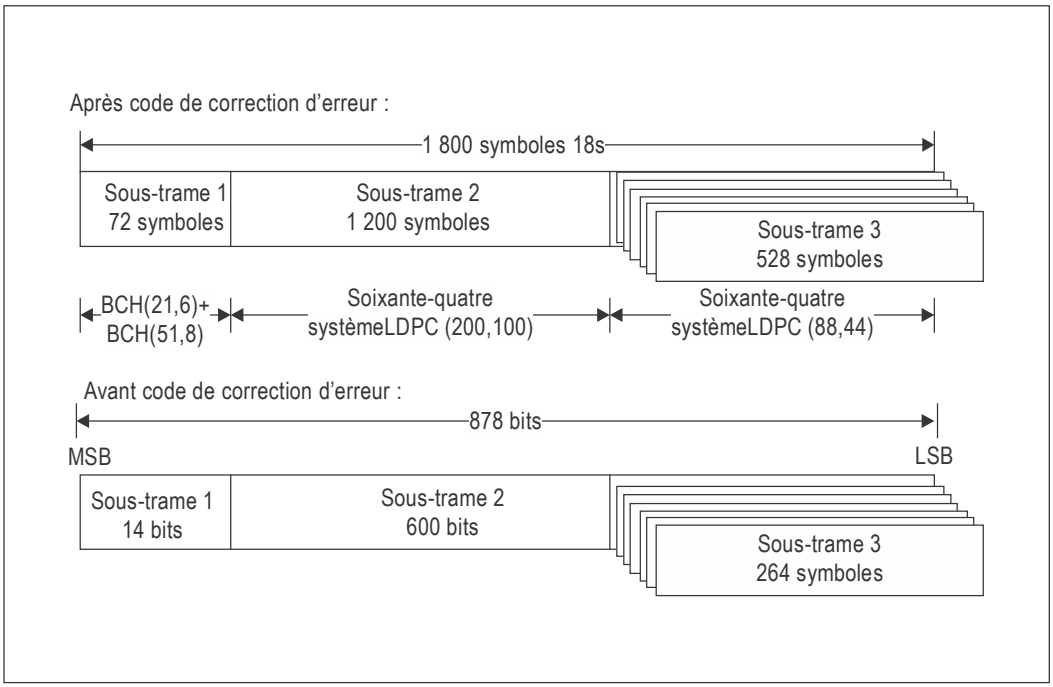


Figure B-21. Structure de base de la trame du message B-CNAV1

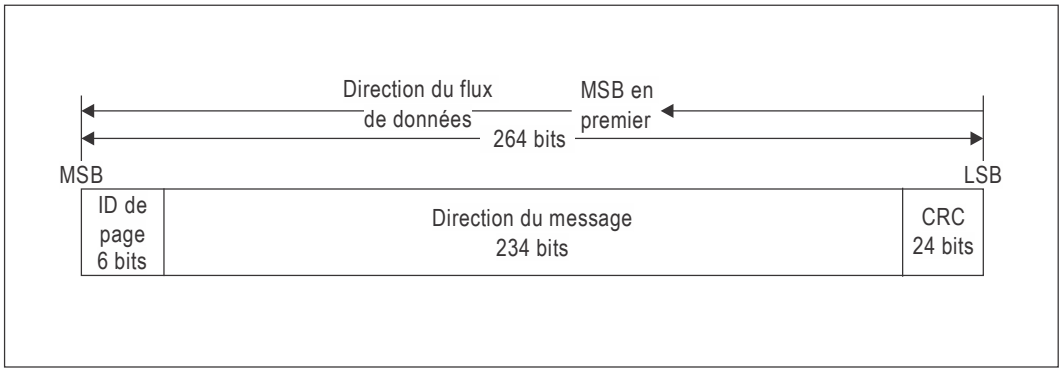


Figure B-22. Structure de la trame pour la sous-trame 3 du message B-CNAV1

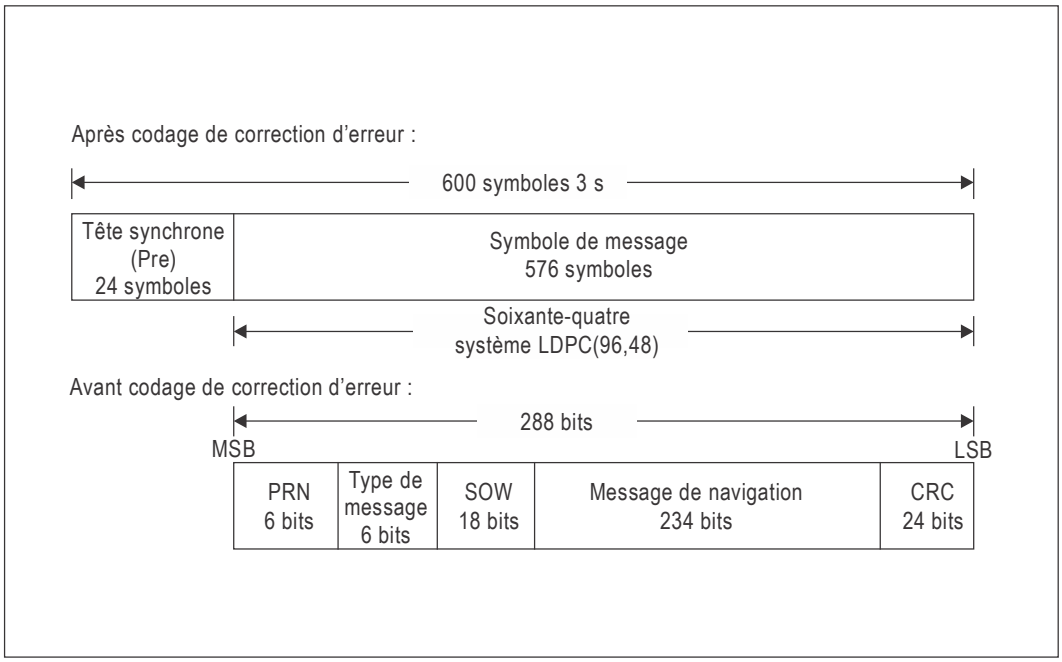


Figure B-23. Structure de base de la trame du message B-CNAV2

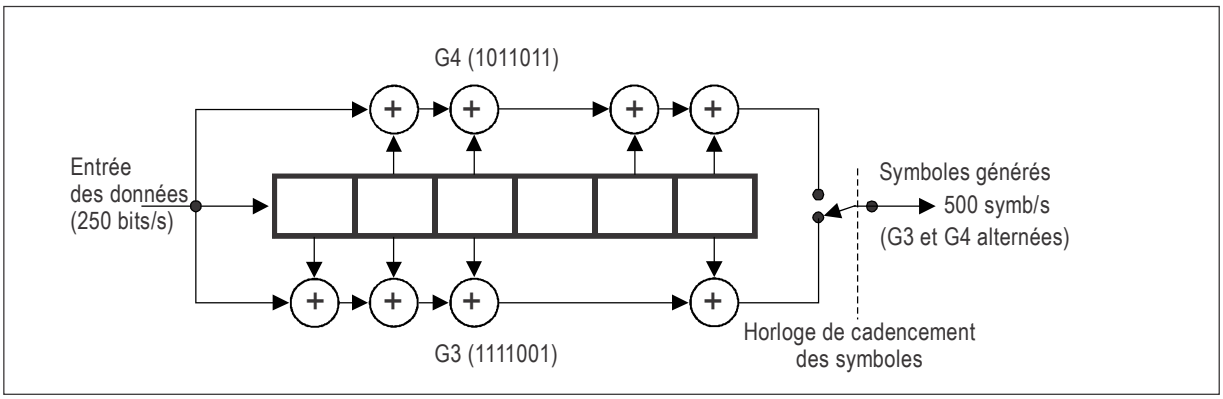


Figure B-24. Codage à convolution

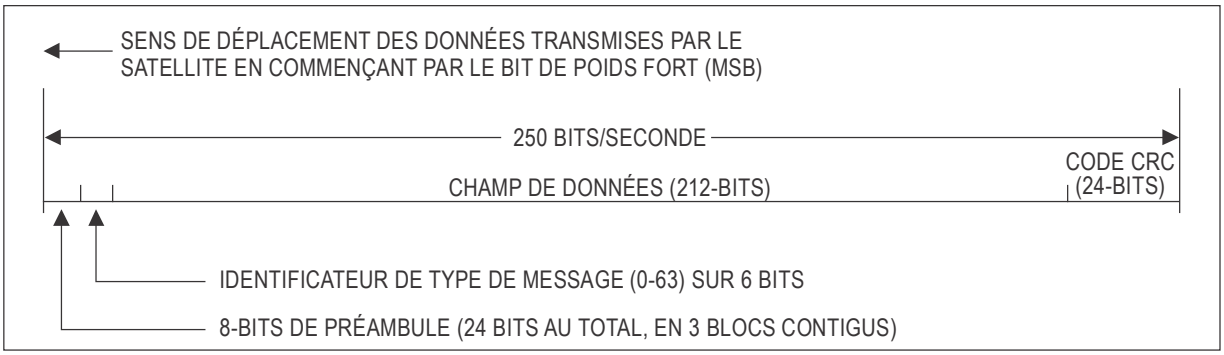


Figure B-25. Format des blocs de données L1

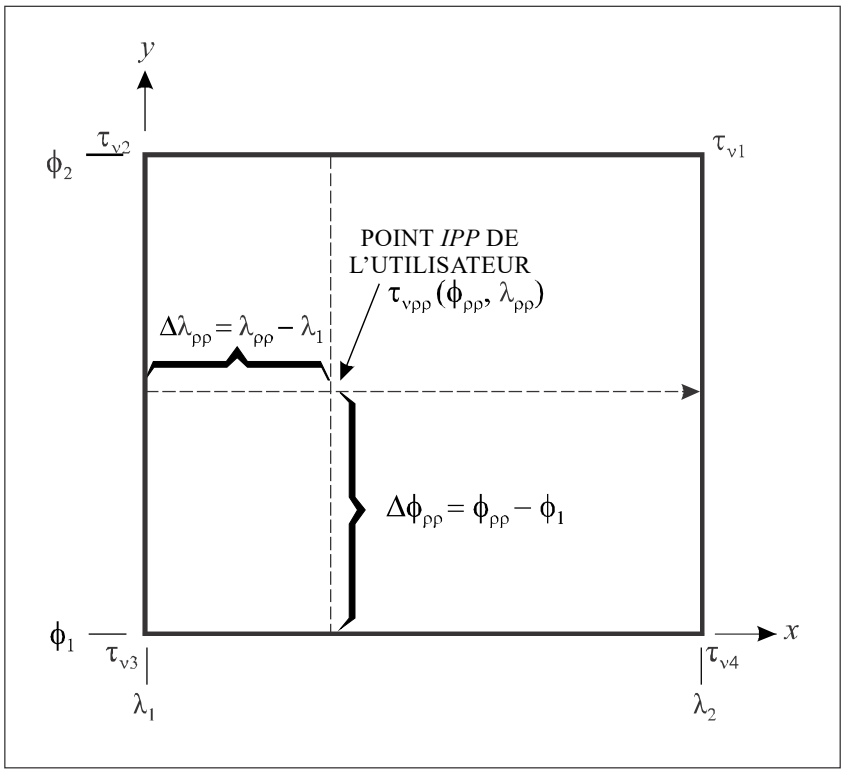


Figure B-26. Interpolation du retard ionosphérique à partir de quatre points IGP

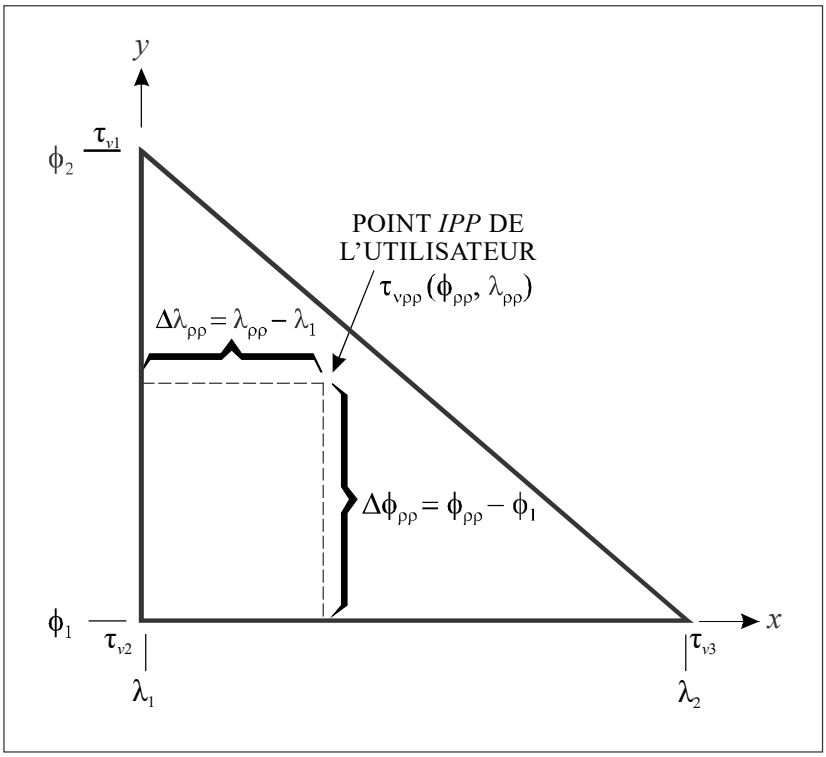


Figure B-27. Convention de numérotation IGP (trois points IGP)

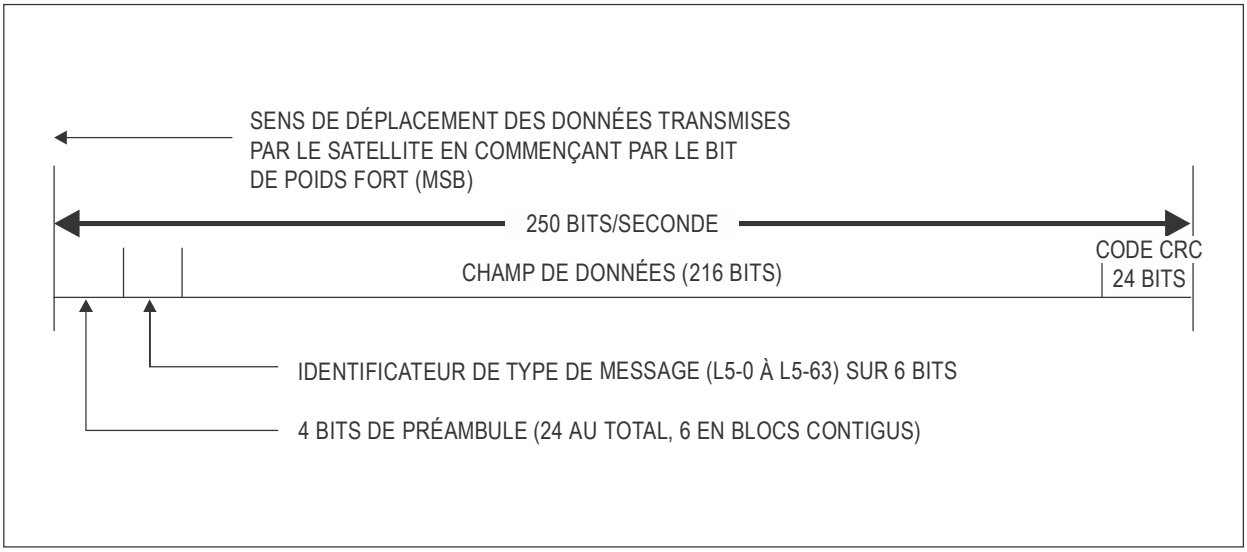


Figure B-28. Format des blocs de données L5

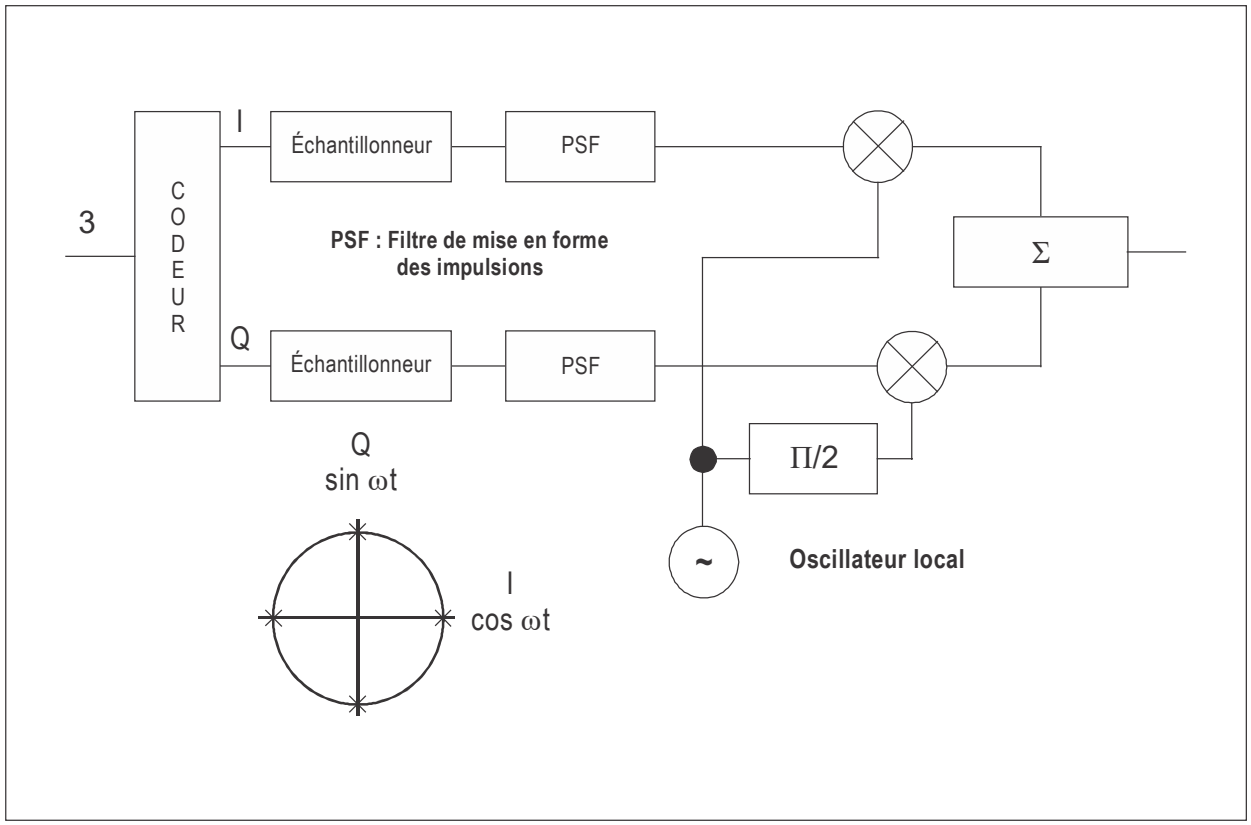
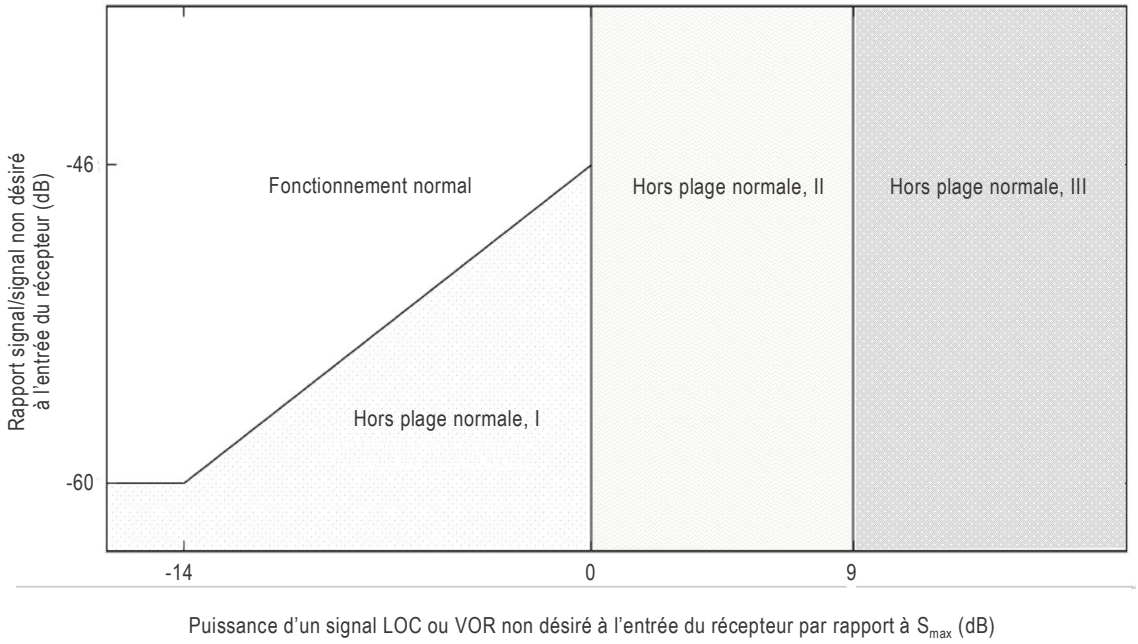


Figure B-29. Exemple de modulation de données



Notes :

1. *Note.— La partie de la figure marquée « Fonctionnement normal » est celle dans laquelle le § 3.6.8.2.2.6.4 s'applique et, par conséquent, les exigences du § 3.6.8.2.2.3 sont respectées (MFR ≤ 0,001). La limite inférieure de cette partie correspond à la ligne qui représente le rapport minimal acceptable signal utile/signal non désiré spécifié au § 3.6.8.2.2.6.4 en fonction de la puissance non désirée, pour les valeurs de la puissance non désirée jusqu'à Smax.*
2. *Dans les trois autres parties de la figure, le § 3.6.8.2.2.6.4 ne s'applique pas. Par conséquent, les exigences énoncées au § 3.6.8.2.2.3 pourraient ne pas être respectées, et le MFR pourrait atteindre 1.*
3. *La partie marquée « Hors plage normale I » est la seule dans laquelle le rapport signal utile/signal non désiré est inférieur à la valeur minimale acceptable définie au § 3.6.8.2.2.6.4 et la puissance non désirée, inférieure ou égale à Smax.*
4. *La partie marquée « Hors plage normale II » est celle dans laquelle la puissance non désirée est supérieure à Smax, mais inférieure à Smax + 9 dB. La prescription concernant le rétablissement du récepteur à la suite d'une puissance excessive de courte durée du signal non désiré énoncée au § 3.6.8.2.2.6.5 s'applique dans cette partie.*
5. *La partie marquée « Hors plage normale III » est celle dans laquelle la puissance non désirée est supérieure à Smax + 9 dB. Étant donné que cette partie est hors de l'environnement opérationnel attendu, aucune prescription de performances du récepteur ne s'applique.*

Figure B-30. Régions de fonctionnement du récepteur VDB du GBAS en présence d'un signal non désiré dans les quarantièmes canaux de 25 kHz adjacents et dans les canaux adjacents suivants

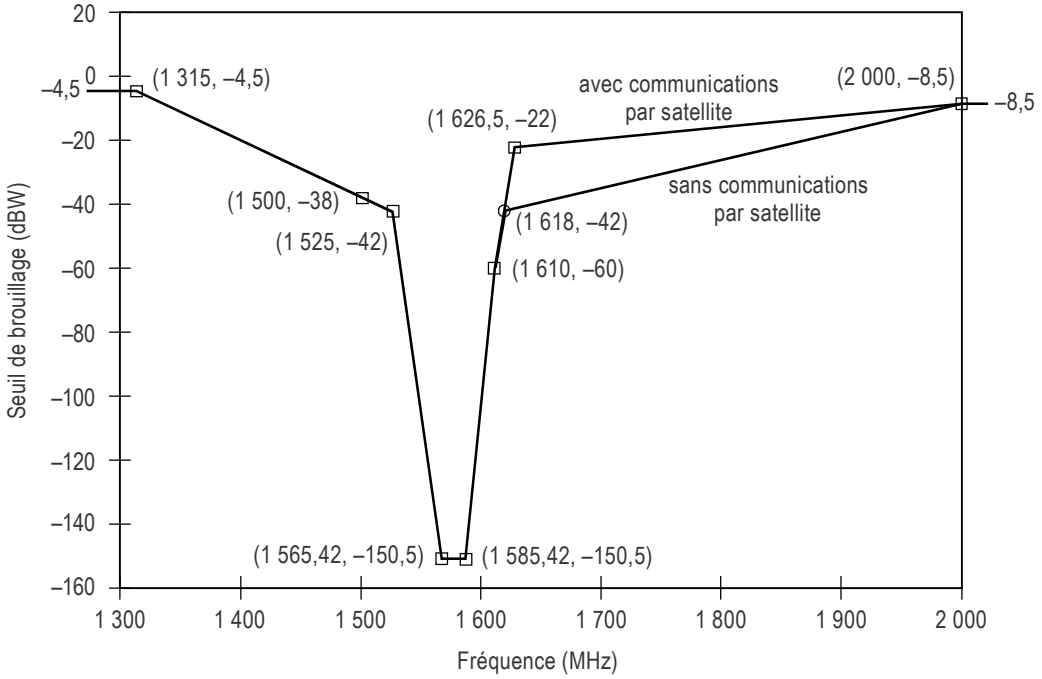


Figure B-31. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs GPS L1 et SBAS L1 en mode de navigation stabilisée

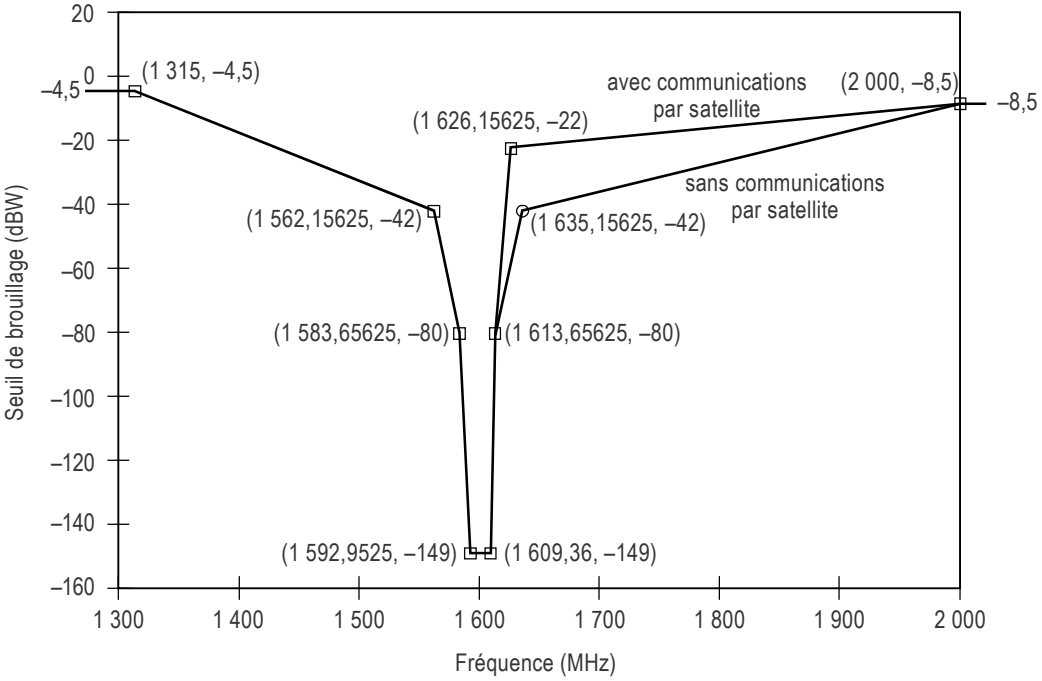


Figure B-32. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1 en mode de navigation stabilisée

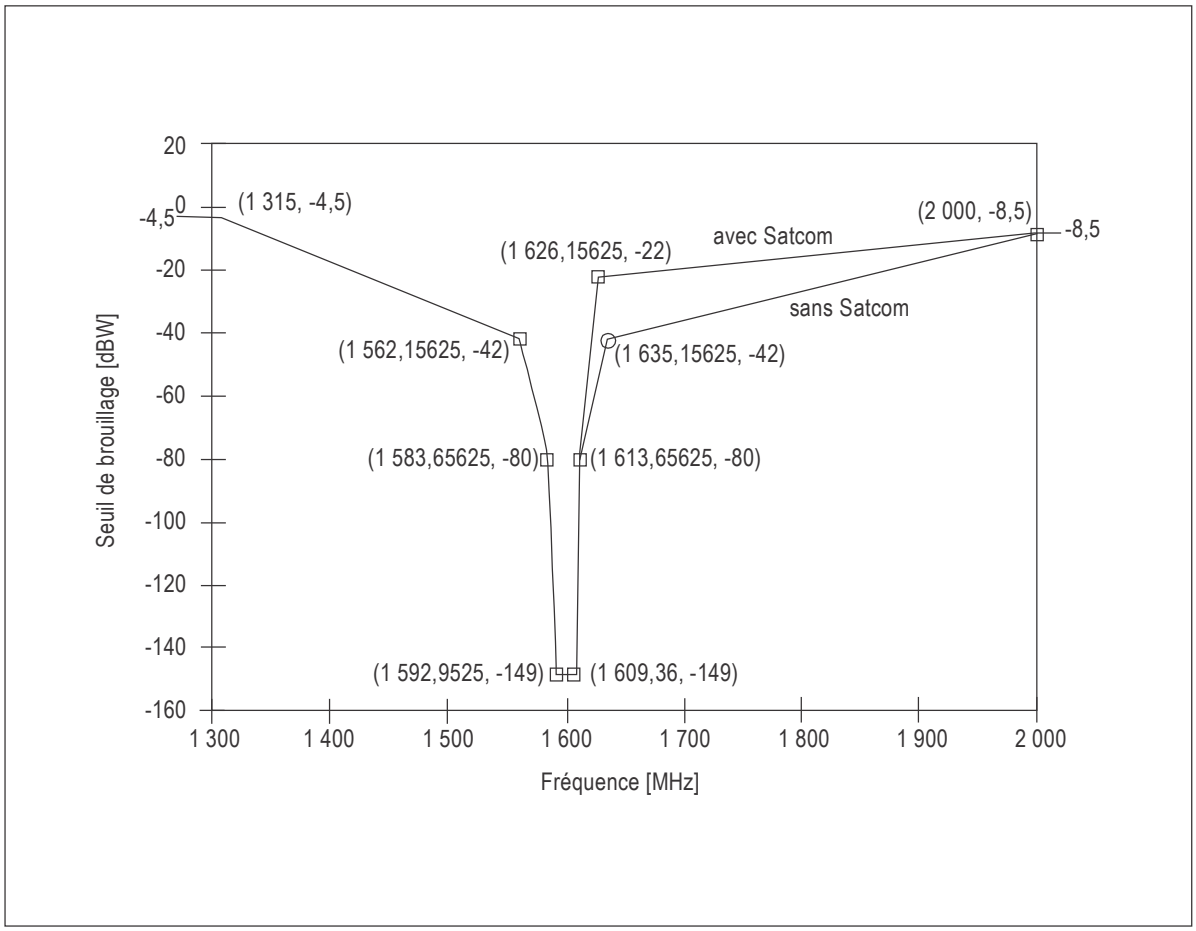


Figure B-33. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L1 en mode de navigation stabilisée

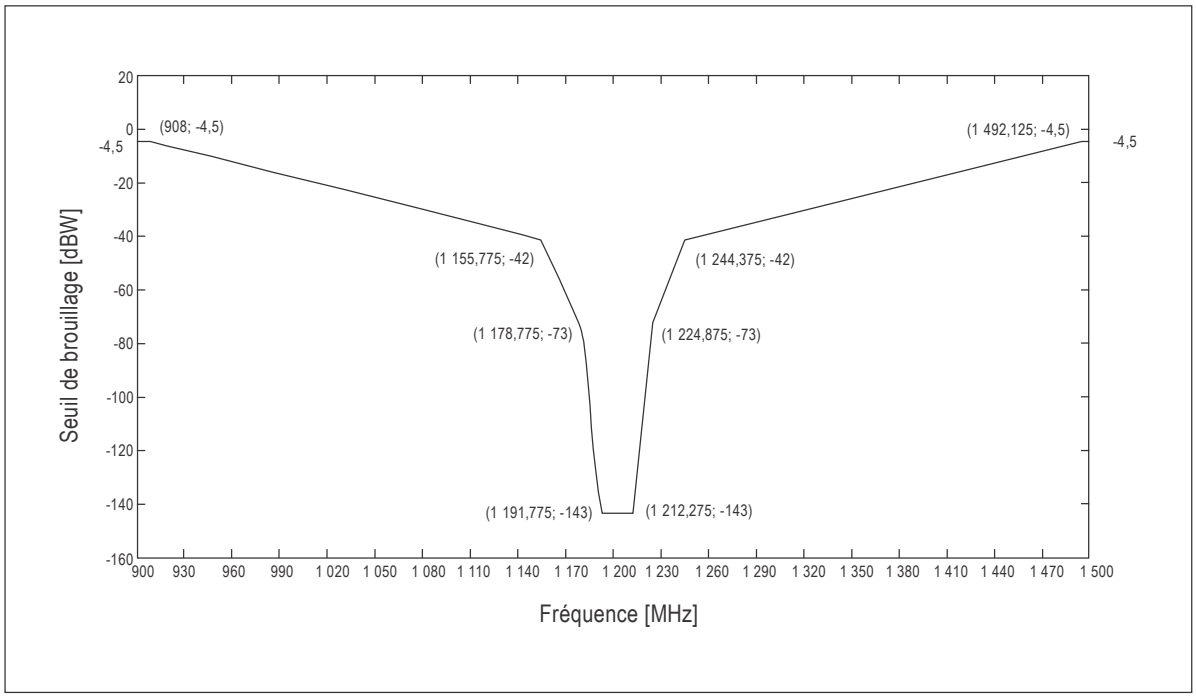


Figure B-34. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L3 en mode de navigation stabilisée

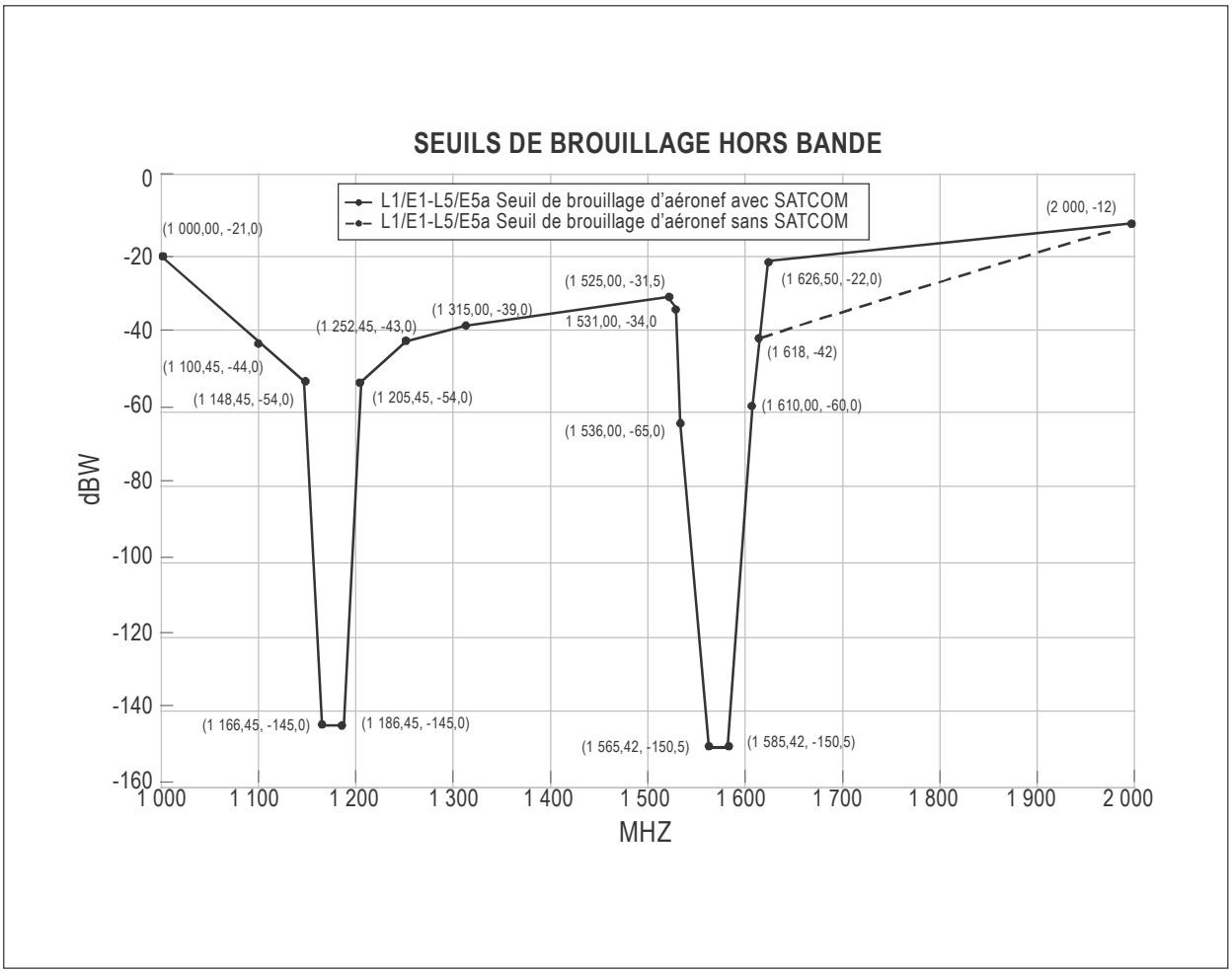


Figure B-35. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs GPS L1/L5, Galileo E1/E5A et SBAS DFMC

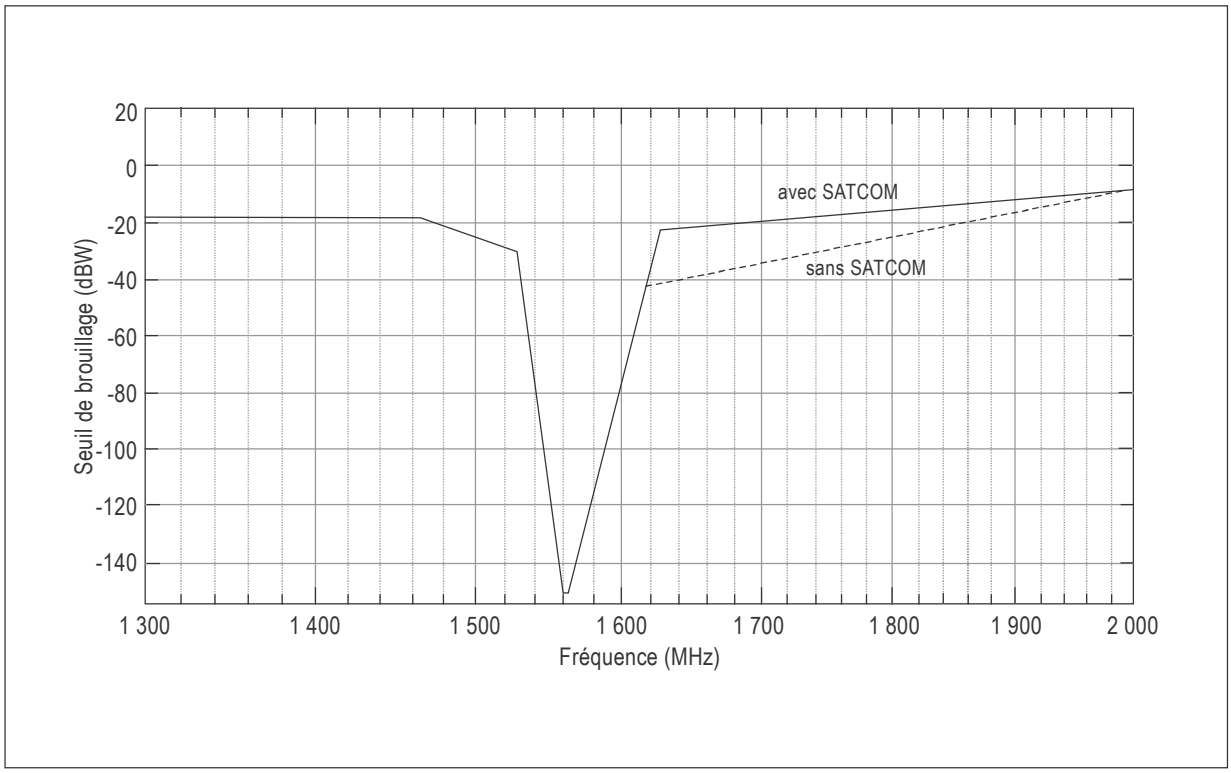


Figure B-36A. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs BDS B1I en mode de navigation stabilisée

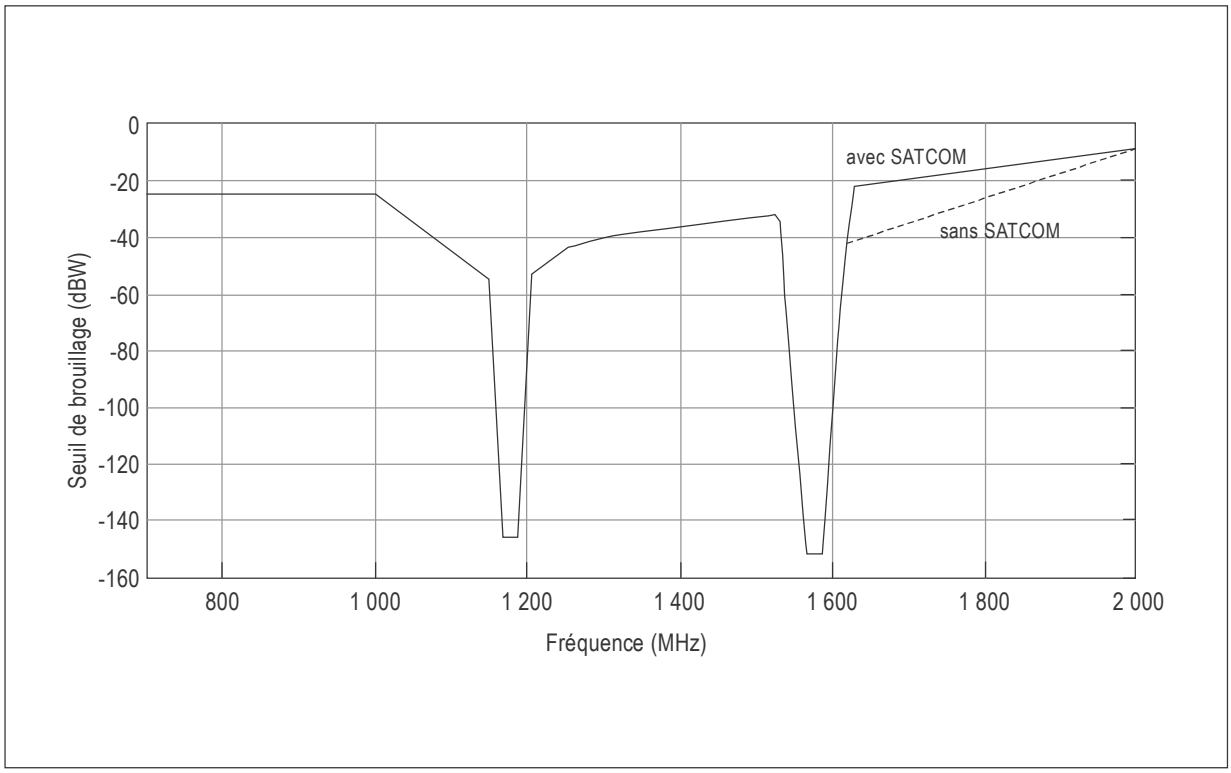


Figure B-36B. Brouillage par ondes entretenues : seuils de brouillage des récepteurs BDS B1C/B2a en mode de navigation stabilisée

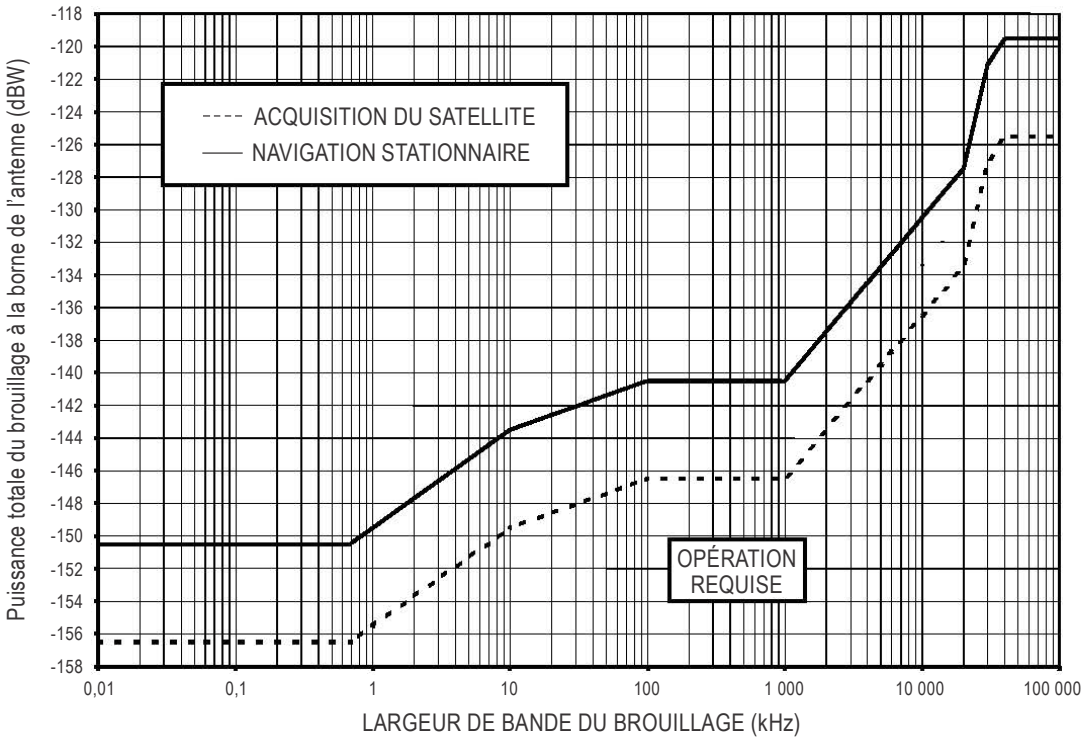


Figure B-37. Seuil de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs GPS L1 et SBAS L1

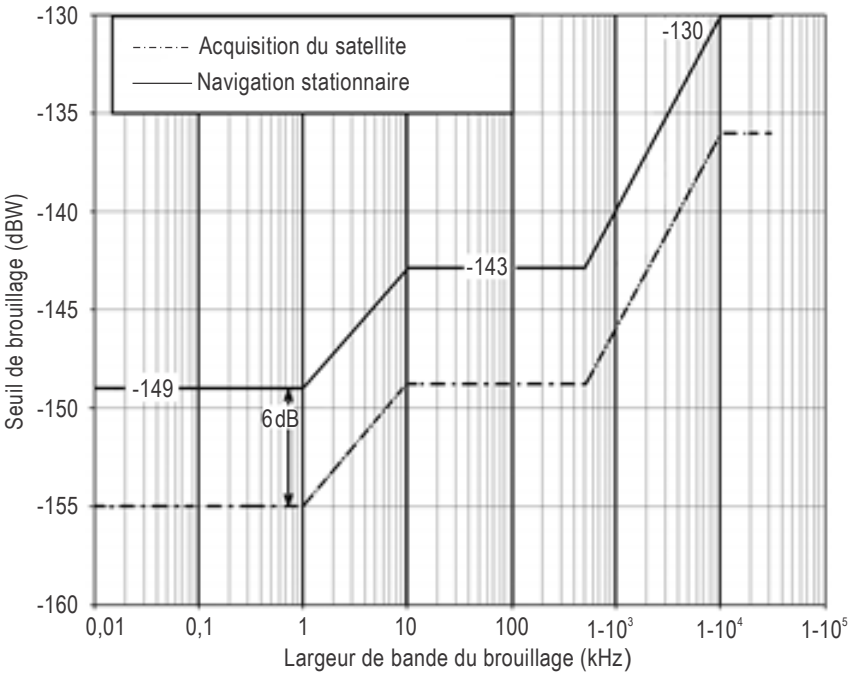


Figure B-38. Seuil de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRF dans la bande L1

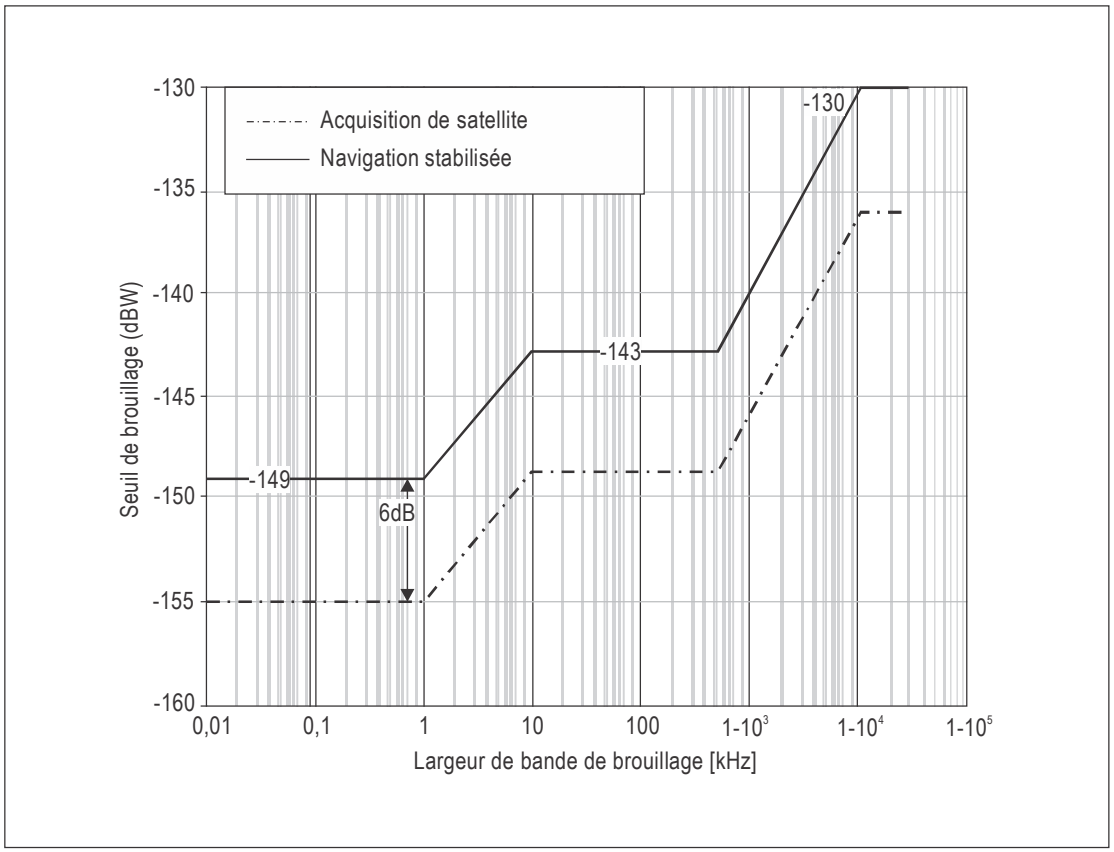


Figure B-39. Seuils de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L1

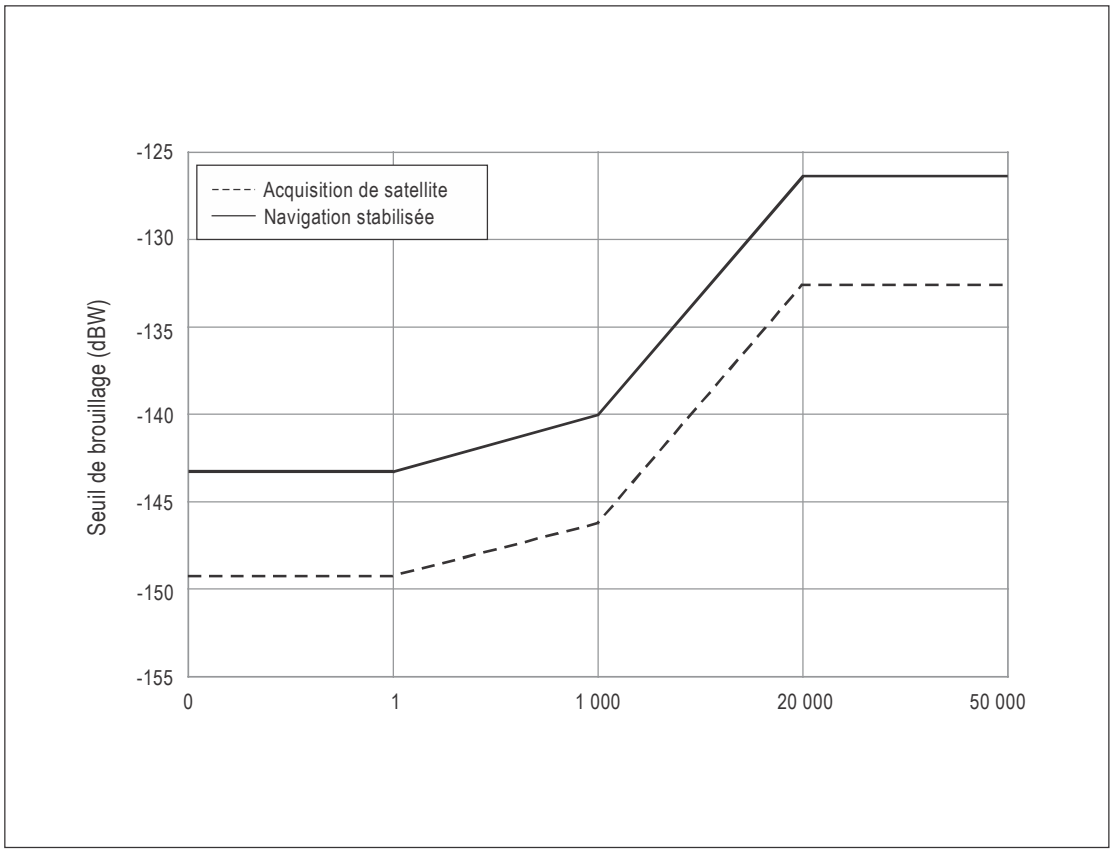


Figure B-40. Seuils de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs de signaux GLONASS à modulation AMRC dans la bande L3

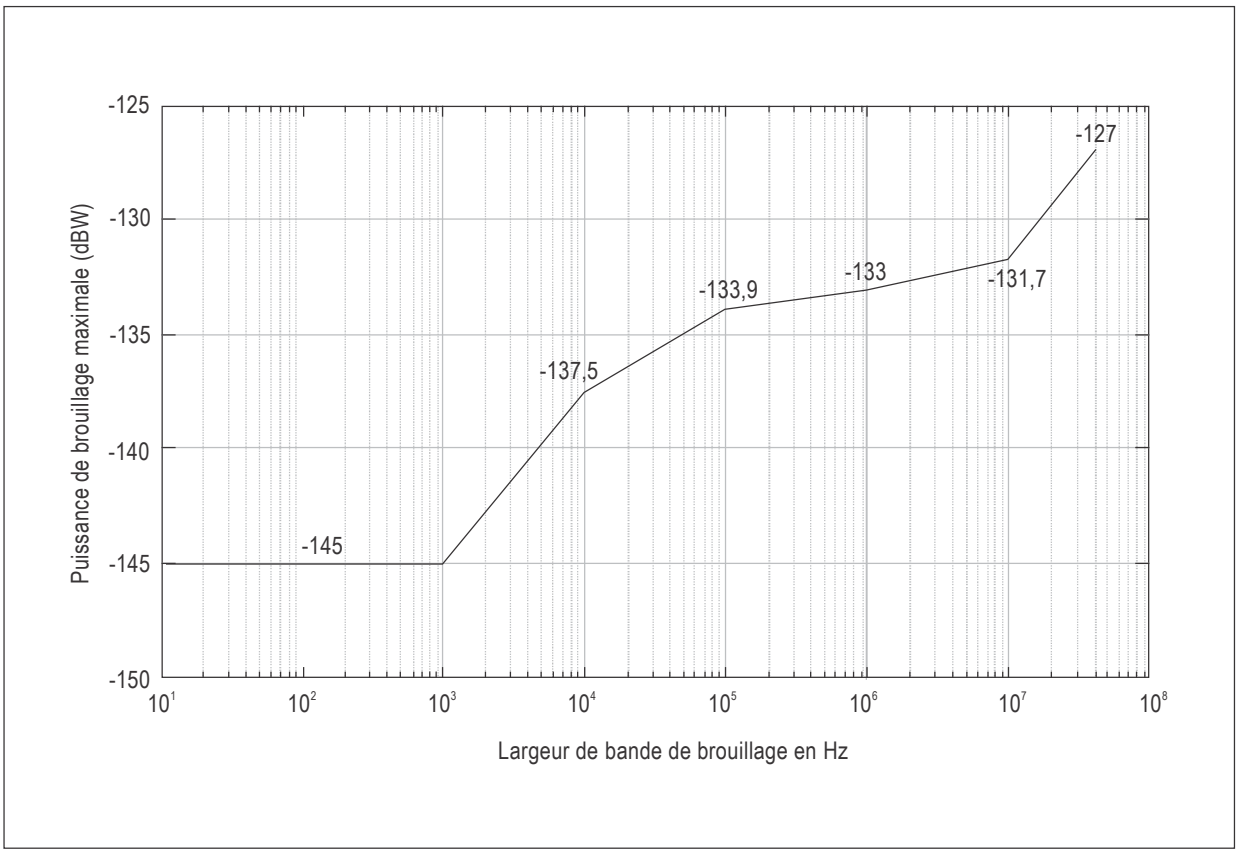


Figure B-41. Seuils de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs GPS L1/L5, Galileo E1/E5A et SBAS DFMC

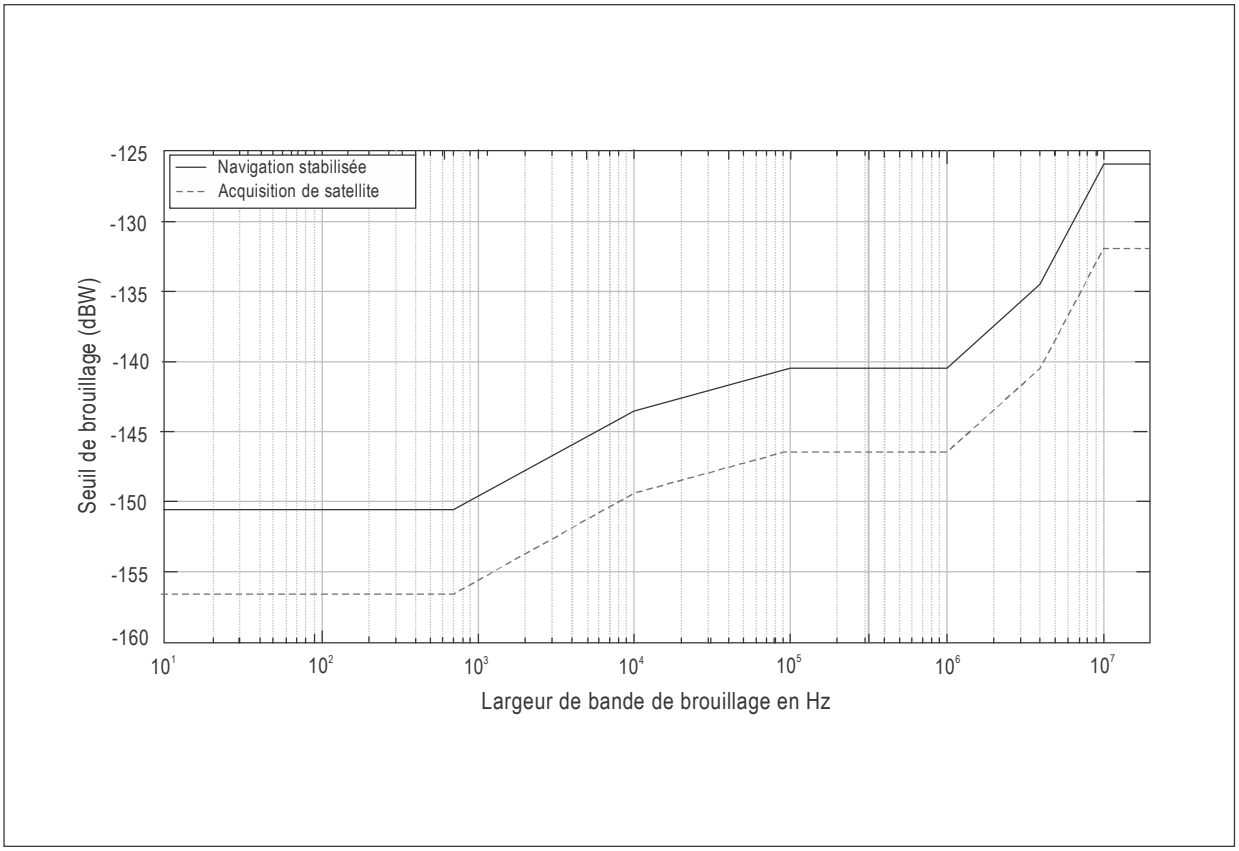


Figure B-42A. Seuils de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs BDS B1I

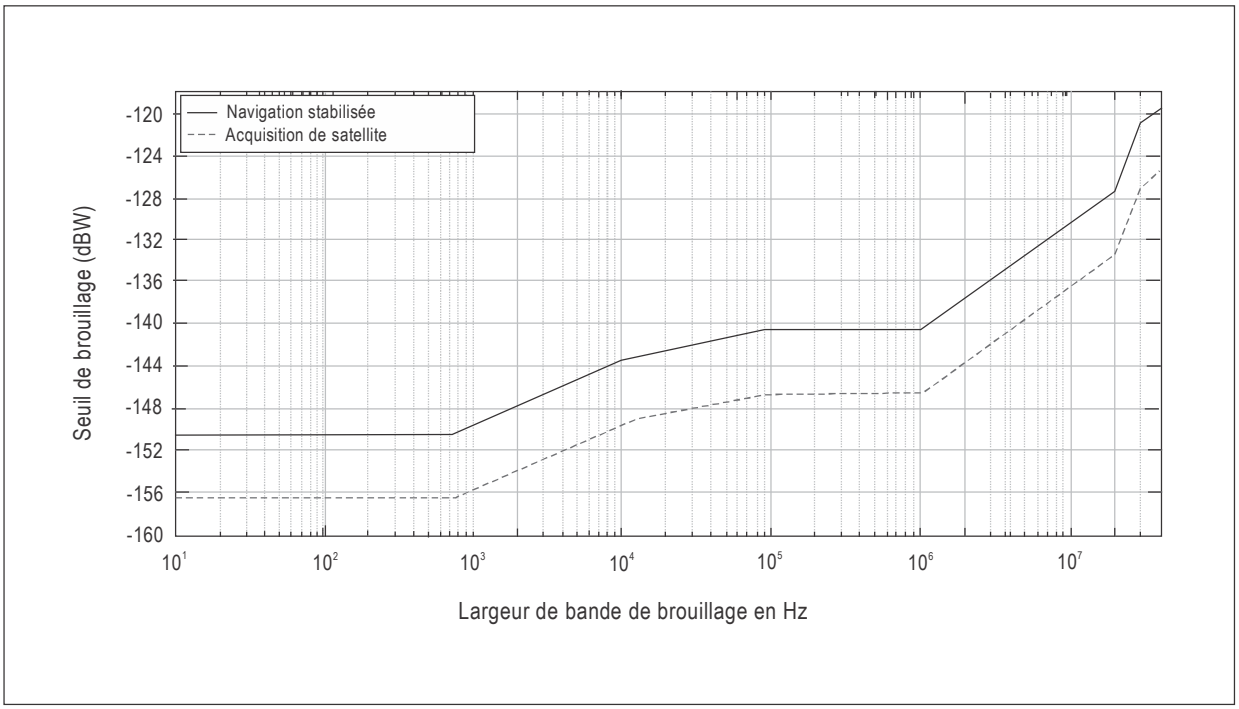


Figure B-42B. Seuils de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs BDS B1C

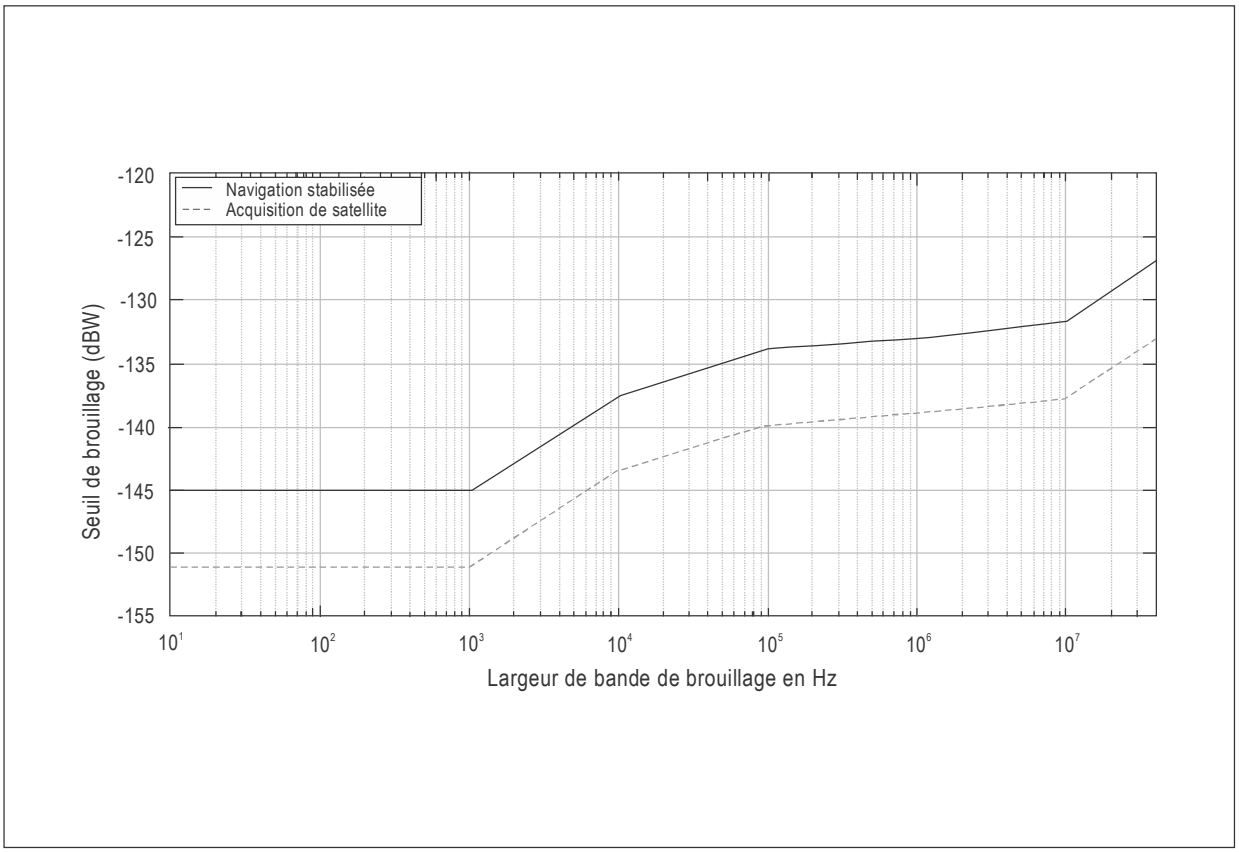


Figure B-42C. Seuils de brouillage en fonction de la largeur de bande des récepteurs BDS B2a

SUPPLÉMENT A. DÉTERMINATION DES OBJECTIFS D'INTÉGRITÉ ET DE CONTINUITÉ DU SERVICE PAR LA MÉTHODE DE L'ARBORESCENCE DE RISQUES

1. La méthode de l'arborescence de risques permet d'exprimer graphiquement le rapport logique entre une défaillance particulière et les causes ou défaillances qui sont à son origine. C'est une application de l'analyse de l'arborescence de défaillances utilisée dans l'industrie aérospatiale.

1.1 La méthode fait appel à un ensemble de symboles logiques qui montrent la relation entre les diverses causes de défaillance. Les symboles ci-après sont utilisés dans les éléments indicatifs qui suivent.

La porte « ET » symbolise l'opération logique selon laquelle la coexistence de tous les événements d'entrée est nécessaire à la production de l'événement de sortie.

La porte « OU » symbolise une situation où l'événement de sortie se produira si un ou plusieurs des événements d'entrée se produisent.

Le rectangle symbolise un événement qui résulte de la combinaison d'événements de défaillance par la porte logique d'entrée.

Le cercle symbolise un événement de défaillance primaire qui n'exige aucune autre intervention. La fréquence et le mode de défaillance des éléments ainsi identifiés sont extraits de données empiriques.

1.2 La méthode donne une représentation visuelle des séquences et combinaisons d'événements qui aboutissent à la défaillance dominante. Elle peut également servir à déterminer la probabilité de l'événement dominant, à condition que celle des événements individuels soit connue ou puisse être estimée. Dans le cas des arborescences de défaillances simples, on peut calculer les probabilités directement mais il faut faire preuve de prudence si les événements primaires ne sont pas indépendants, c'est-à-dire s'ils sont communs à plus d'un cheminement.

1.3 Dans les présentes dispositions, la probabilité acceptable de l'événement dominant est déterminée par la répartition du risque et l'arborescence de défaillances est utilisée pour subdiviser plus avant le risque en risques d'intégrité et de continuité du service. C'est pourquoi l'on utilise le terme « arborescence de risques » de préférence à « arborescence de défaillances ».

2. Une arborescence générique de risques pour les opérations d'atterrissage est présentée à la figure A-1. On considère que l'événement dominant de cette arborescence est la perte de l'aéronef suite à une défaillance du système de guidage non embarqué. Les causes de cet événement sont soit une défaillance d'intégrité de l'équipement de guidage primaire non embarqué, soit une défaillance de continuité du service (COS) du système de guidage non embarqué (c'est-à-dire à la fois le système primaire et tout système secondaire utilisé à l'appui d'une approche interrompue). On considère que le système de guidage primaire non embarqué comporte plusieurs éléments, 1 à N, par exemple l'azimut, le site et le DME/P dans le cas du MLS. Le système de guidage secondaire peut être un système de rechange non embarqué ou, dans certains cas, un système de navigation embarqué comme un système de référence à inertie.

2.1 On peut définir les probabilités suivantes :

P_a = Probabilité de perte d'aéronef causée par une défaillance du système de guidage non embarqué.

P_b = Probabilité de perte d'aéronef due à une défaillance d'intégrité du guidage primaire.

P_c = Probabilité de perte d'aéronef due à une défaillance de continuité du service (COS).

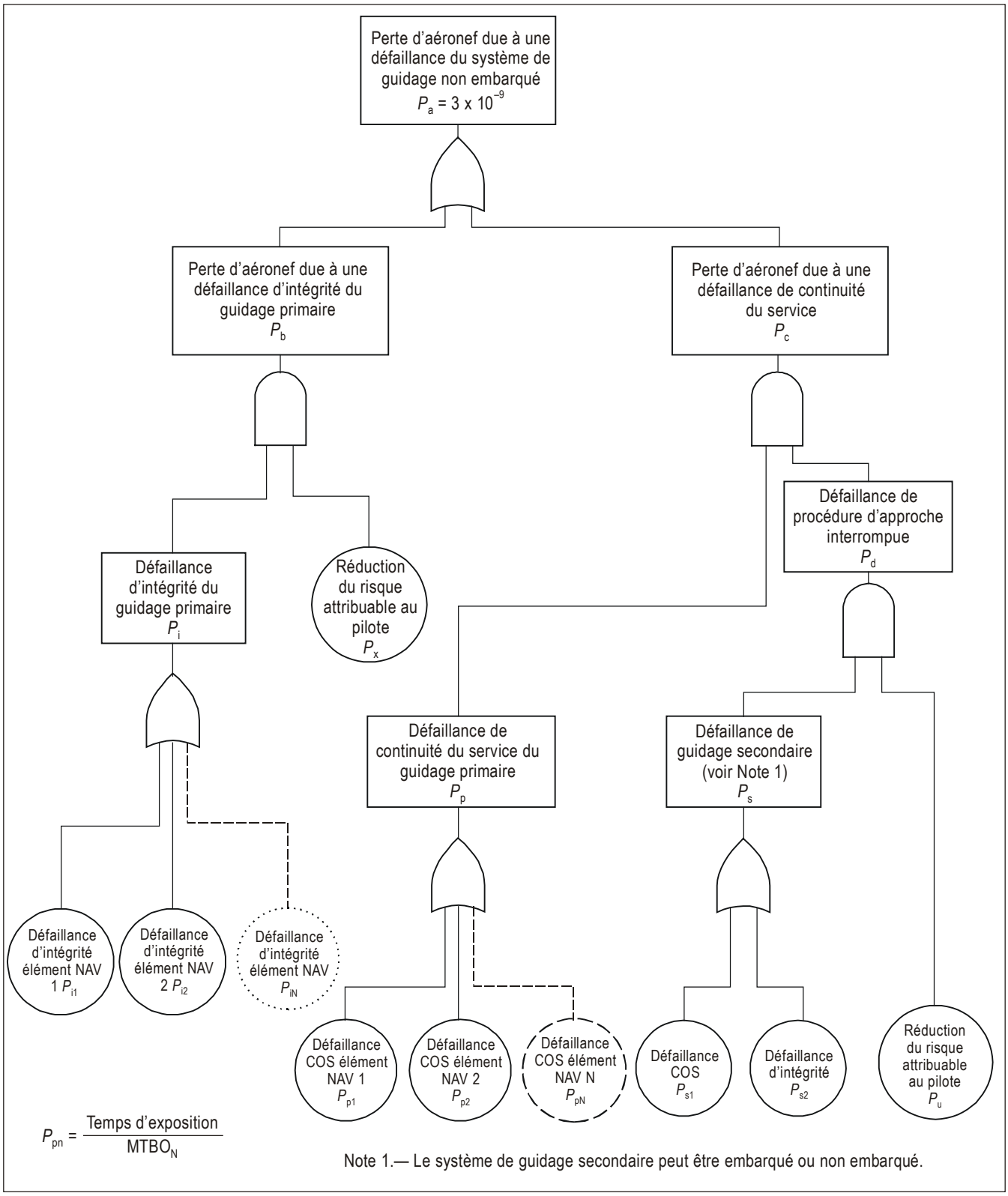


Figure A-1. Arborescence de risques génériques

P_x = Probabilité d'impossibilité pour le pilote de détecter une défaillance d'intégrité du guidage primaire et d'intervenir avec succès. Ce facteur de réduction du risque n'est pertinent que si une défaillance d'intégrité du système de guidage peut être détectée par le pilote, par exemple à la hauteur de décision au cours d'une approche ILS de catégorie I.

P_p = Probabilité de défaillance COS du guidage primaire.

P_d = Probabilité de perte d'aéronef au cours d'une procédure interrompue.

P_i = Probabilité de défaillance d'intégrité du guidage primaire.

P_{iN} = Probabilité de défaillance d'intégrité de l'élément Nav N.

P_{pN} = Probabilité de défaillance COS de l'élément Nav N.

P_s = Probabilité de perte d'aéronef au cours d'une procédure d'approche interrompue avec guidage secondaire.

P_{s1} = Probabilité de défaillance COS du guidage secondaire.

P_{s2} = Probabilité de défaillance d'intégrité du guidage secondaire.

P_u = Probabilité d'impossibilité pour le pilote d'intervenir avec succès suite à une défaillance COS du guidage primaire lorsque aucun guidage secondaire n'est disponible.

où :

$P_a = P_b + P_c$

$P_b = P_i \times P_x$

$P_i = P_{i1} + P_{i2} + \ldots P_{iN}$

$P_c = P_P \times P_d$

$P_p = P_{p1} + P_{p2} + \ldots P_{pN}$

$P_d = P_s \times P_u$

$P_s = P_{s1} + P_{s2}$

2.2 La probabilité acceptable de l'événement dominant, P_a, peut être déterminée en répartissant le facteur global de risques pour l'approche et l'atterrissage entre les diverses classes d'accidents. Cette méthode permet d'établir une valeur acceptable pour P_a de 3×10^{-9}. Cette valeur est compatible avec la plus petite probabilité qui peut être assignée à chaque élément de navigation sol, à savoir 1×10^{-9} (normalement répartie également entre défaillances d'intégrité et COS).

2.3 L'analyse de risques ci-dessus ne suppose aucune erreur de conception d'équipement.

3. *Exemple de l'utilisation de l'arborescence de risques – Opérations de base MLS de catégorie III (figure A-2)*

3.1 Il n'y a dans ce cas que deux éléments de navigation (azimut et site). On suppose qu'aucun guidage secondaire n'est disponible advenant une défaillance COS du guidage primaire, la procédure normale consistant à maintenir le cap et à grimper.

$P_{i1} = P_{i2} = 0{,}5 \times 10^{-9}$

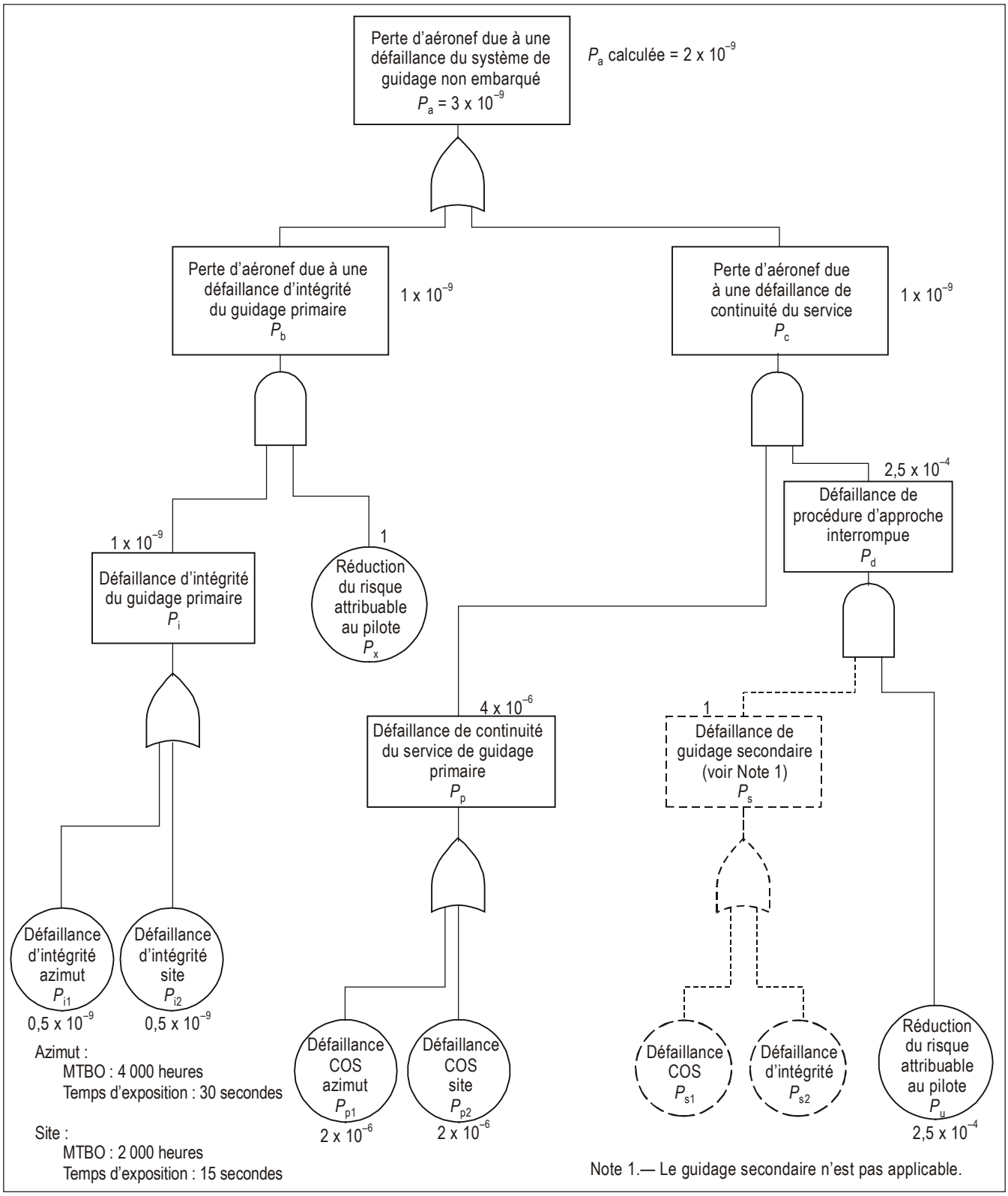


Figure A-2. Arborescence de risques, atterrissage de catégorie III

$P_{p1} = P_{p2} = 2 \times 10^{-6}$

Note.— Ces chiffres sont extraits du tableau G-15, Niveau 4, et reposent sur des temps d'exposition de 30 et 15 secondes ainsi que des MTBO de 4 000 et 2 000 heures pour les équipements d'azimut et de site, respectivement.

$P_s = 1{,}0$

Note.— Comme il n'existe pas de procédure d'approche interrompue avec guidage secondaire, on considère que la probabilité d'accident durant la procédure est égale à 1.

$P_x = 1{,}0$

Note.— Dans cet exemple, on suppose qu'en catégorie III, le pilote ne peut intervenir advenant une défaillance d'intégrité du système sol. Le facteur de réduction de risques est par conséquent égal à 1.

$P_u = 2{,}5 \times 10^{-4}$

Note.— Le facteur de réduction du risque attribuable au pilote est évalué à 1 sur 4 000 sur la base d'une étude des accidents survenus à des aéronefs effectuant des s en vue de l'atterrissage à l'aide de systèmes de guidage au sol. Il s'agit du facteur de réduction du risque dont on suppose qu'il est attribuable à l'intervention du pilote à la suite d'une défaillance de continuité du service.

Par conséquent :

$P_i = 1 \times 10^{-9}$

$P_p = 4 \times 10^{-6}$

$P_d = 2{,}5 \times 10^{-4}$

$P_c = 4 \times 10^{-6} \times 2{,}5 \times 10^{-4} = 1 \times 10^{-9}$

$P_b = 1 \times 10^{-9} \times 1$

et

P_a calculée $= 2 \times 10^{-9}$.

3.2 Il existe par conséquent une marge de 1×10^{-9} pour l'exigence générique.

4. *Application de l'arborescence de risques au cas d'une approche MLS/RNAV dans un environnement riche en obstacles (figure A-3)*

4.1 Il y a, dans ce cas, trois éléments de navigation (azimut, site et DME/P) et on suppose qu'ils satisfont tous aux exigences d'intégrité et COS pour l'équipement azimut de niveau 4. L'intégrité est donc égale à $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ et la moyenne des temps entre interruptions de service (MTBO) est égale à 4 000 heures.

$P_{i1} = P_{i2} = P_{i3} = 0{,}5 \times 10^{-9}$

$P_x = 1{,}0$

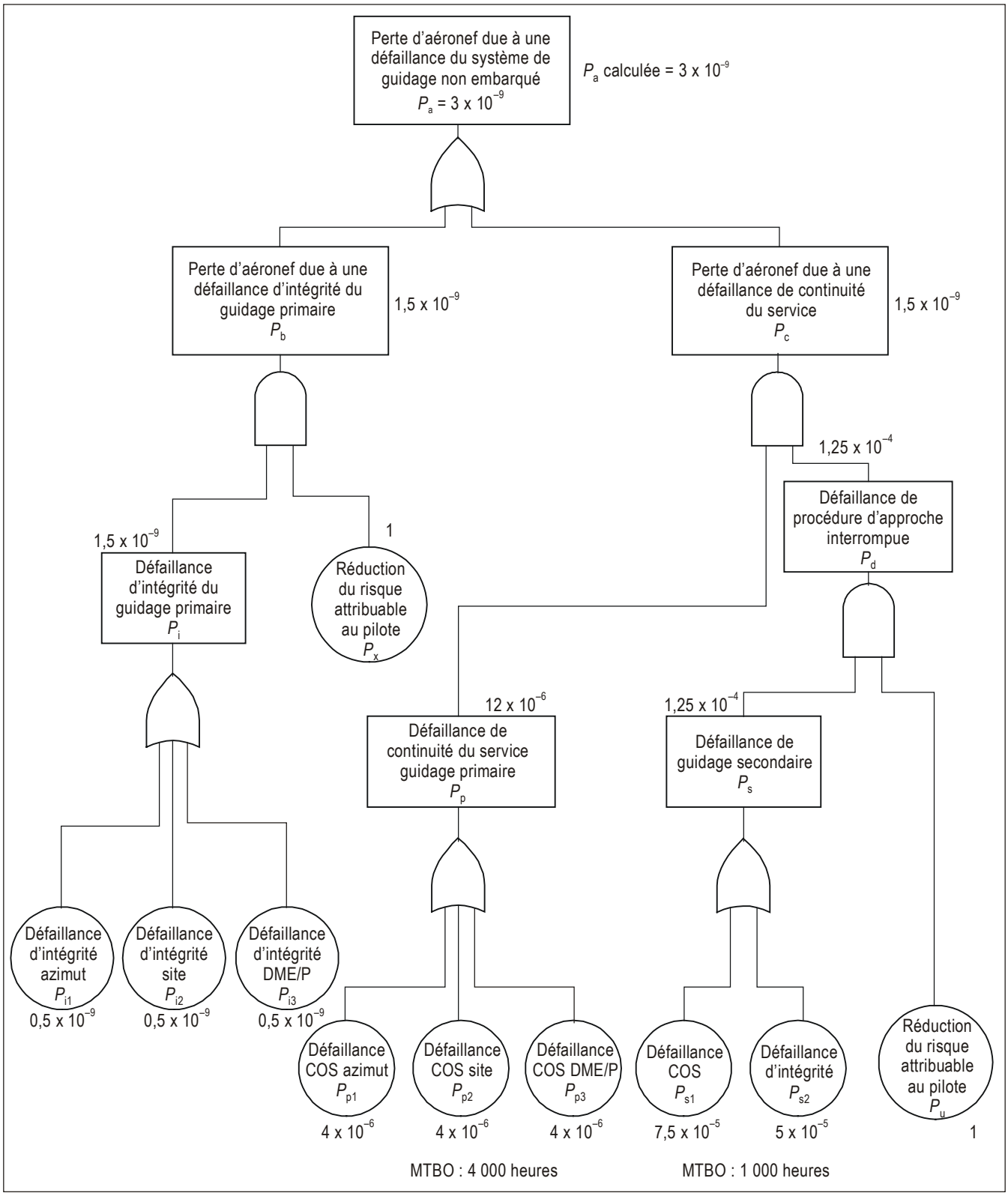


Figure A-3. Arborescence de risques MLS/RNAV – Environnements riches en obstacles

Note.— On suppose que le pilote ne peut intervenir advenant une défaillance d'intégrité du système sol.

$P_{p1} = P_{p2} = P_{p3} = 4 \times 10^{-6}$

Note.— Ceci suppose un temps d'exposition aux obstacles (OET) de 60 secondes et une MTBO de 4 000 heures pour tous les systèmes sol.

$P_u = 1{,}0$

Note.— On suppose qu'une procédure d'approche interrompue sans guidage est inacceptable. On considère donc que la probabilité d'accident au cours d'une telle procédure est égale à 1.

4.2 Dans le cas d'une procédure MLS/RNAV dans un environnement riche en obstacles, on suppose que le guidage secondaire sera essentiel à l'exécution en toute sécurité d'une approche interrompue au cours de la période d'exposition aux obstacles.

$P_{s1} = 7{,}5 \times 10^{-5}$

Note.— Il s'agit là de la probabilité de défaillance COS de l'équipement sol de guidage secondaire. On suppose ici que le système de guidage secondaire possède une MTBO de 1 000 heures et que le temps d'exposition est de 270 secondes. Le temps d'exposition à une défaillance du guidage secondaire est fonction du moment auquel, au cours de la procédure, la disponibilité du guidage secondaire est confirmée. Si l'on suppose que cette confirmation est donnée avant le début de la procédure MLS/RNAV et que le pilote n'est pas tenu de reconfirmer la disponibilité du guidage secondaire avant le début de la partie critique, riche en obstacles, de la procédure, le temps d'exposition pourrait être de plusieurs minutes.

$P_{s2} = 5 \times 10^{-5}$

Note.— Telle est l'intégrité exigée par le système de guidage secondaire.

Par conséquent,

$P_i = 1{,}5 \times 10^{-9}$

$P_b = 1{,}5 \times 10^{-9}$

$P_p = 12 \times 10^{-6}$

$P_s = 7{,}5 \times 10^{-5} + 5 \times 10^{-5} = 1{,}25 \times 10^{-4}$

$P_d = 1{,}25 \times 10^{-4}$

$P_c = 12 \times 10^{-6} \times 1{,}25 \times 10^{-4} = 1{,}5 \times 10^{-9}$

et

P_a calculée $= 3 \times 10^{-9}$, valeur exigée.

Note.— Si les temps d'exposition sont supérieurs à 60 secondes, il sera nécessaire d'accroître soit les MTBO du guidage primaire soit le facteur de réduction du risque attribuable au guidage secondaire. Par exemple, si le temps d'exposition est porté à 90 secondes, les MTBO du guidage primaire doivent passer à 6 000 heures ou la MTBO du guidage secondaire à 2 250 heures. On peut bien sûr faire des compromis entre la fiabilité du guidage primaire, le temps d'exposition ainsi que la fiabilité et l'intégrité du guidage secondaire. La méthode de l'arborescence de risques peut être utilisée pour étudier des procédures MLS/RNAV individuelles et pour déterminer les exigences pertinentes en fiabilité et intégrité pour le guidage primaire et secondaire.

SUPPLÉMENT B. STRATÉGIE POUR L'INTRODUCTION ET L'UTILISATION D'AIDES NON VISUELLES D'APPROCHE ET D'ATTERRISSAGE

(voir chapitre 2, § 2.1)

1. Introduction

1.1 Plusieurs éléments influent sur la sécurité, l'efficacité et la souplesse de l'exploitation tous temps. Pour tirer pleinement parti des avantages qu'offrent les progrès technologiques, il faut aborder le concept de l'exploitation tous temps en adoptant une méthode souple. Pour obtenir la souplesse nécessaire, il existe une stratégie à laquelle on peut, grâce à l'énoncé de ses objectifs et des considérations sur lesquelles elle s'appuie, intégrer les progrès techniques ou les nouvelles idées. Cette stratégie ne suppose pas une transition rapide à un système unique établi mondialement ou une sélection de systèmes pour appuyer les opérations d'approche et d'atterrissage.

1.2 Cette stratégie porte sur l'application d'aides non visuelles d'approche et d'atterrissage avec guidage vertical (APV) et approches et atterrissages de précision.

2. Objectifs de la stratégie

La stratégie doit :

a) maintenir au moins le niveau de sécurité réalisé actuellement en exploitation tous temps ;

b) maintenir au moins le niveau de service existant ou le niveau de service amélioré prévu ;

c) appuyer le guidage latéral et vertical, comme le prévoit la résolution A37-11 ;

d) maintenir l'interopérabilité mondiale ;

e) offrir la latitude nécessaire aux régions, grâce à une planification régionale coordonnée ;

f) appuyer les cycles de planification des investissements dans les infrastructures ;

g) être actualisée par des examens périodiques ;

h) tenir compte des facteurs économiques, opérationnels et techniques.

3. Considérations

3.1 Généralités

Les considérations ci-après partent de l'hypothèse que le besoin opérationnel existe, que l'engagement nécessaire a été acquis et que l'effort voulu est déployé.

3.2 Considérations relatives à l'ILS

a) Il y a un risque limité de ne pas pouvoir assurer avec sécurité les opérations ILS de catégorie II ou III à certains emplacements.

b) Les récepteurs ILS appliquent les normes de performance d'insensibilité au brouillage énoncées dans l'Annexe 10, volume I, chapitre 3, § 3.1.4.

c) Dans certaines régions, l'expansion de l'ILS est limitée par le nombre de canaux disponibles (40 canaux ILS/DME appariés).

d) Dans la plupart des régions du monde, l'ILS peut être maintenu dans l'avenir prévisible.

e) Pour des raisons de coûts et d'efficacité, certains États procèdent actuellement à une rationalisation d'une partie de leur infrastructure ILS aux aéroports de catégorie I ayant une utilisation opérationnelle limitée.

f) Compte tenu de l'équipement des usagers, les approches au GNSS assurant un guidage dans le plan horizontal et la plan vertical peuvent constituer une option économique lorsqu'il est envisagé d'introduire un service d'approche de catégorie I ou lorsqu'il est prévu de remplacer ou de retirer un ILS existant.

3.3 Considérations relatives au MLS

a) Le MLS de catégorie III est opérationnel.

b) Le MLS a été mis en œuvre à certains endroits particuliers pour améliorer l'utilisation des pistes par faible visibilité.

c) Il est peu probable qu'il y ait d'autres déploiements de MLS.

3.4 Considérations relatives au GNSS

a) Les normes et pratiques recommandées (SARP) relatives au GNSS renforcé pour permettre l'APV et l'approche de précision de catégorie I sont en place.

b) Le GNSS avec système de renforcement satellitaire (SBAS) pour l'APV et l'approche de précision de catégorie I est opérationnel.

c) Le GNSS avec système de renforcement basé au sol (GBAS) pour l'approche de précision de catégorie I est opérationnel.

d) Il est prévu qu'un GBAS accepté à l'échelle internationale sera disponible pour les opérations de catégories II et III au cours de la période 2018-2020.

e) Les perfectionnements apportés actuellement au GNSS double fréquence et multiconstellation (DFMC) amélioreront les performances des renforcements du GNSS et permettront de nouvelles possibilités opérationnelles au cours de la période 2025.

f) Les questions techniques et opérationnelles concernant les opérations d'approche, d'atterrissage et de départ à l'aide du GNSS, telles que les vulnérabilités dues à la propagation ionosphérique et au brouillage radioélectrique, doivent être traitées en temps opportun.

g) Les questions concernant le GNSS DFMC doivent être traitées en temps opportun.

3.5 Considérations relatives au moyen multimode embarqué d'approche et d'atterrissage

La réalisation de la stratégie exige l'utilisation d'un moyen multimode embarqué d'approche et d'atterrissage et il est prévu que ce moyen sera disponible.

3.6 Considérations diverses

a) La demande d'opérations de catégories II et/ou III est en hausse dans certaines régions.

b) Le GNSS peut éventuellement offrir des avantages opérationnels incomparables pour les opérations par faible visibilité, notamment en ce qui concerne les procédures complexes, la souplesse d'implantation et le guidage à la surface des aéroports.

c) On estime que les trois systèmes standard (ILS, MLS et GNSS avec renforcement au besoin) sont les seuls à jouer un rôle dans la prise en charge des opérations tous temps. L'emploi de dispositifs de visualisation tête haute avec la visionique et les systèmes de vision synthétique pourrait peut-être offrir des avantages opérationnels.

d) Une des conséquences de la stratégie mondiale est que la transition de l'ILS au GNSS ou au MLS ne se fera pas rapidement ni complètement. Il est donc essentiel pour la mise en œuvre de la stratégie que les radiofréquences utilisées par tous ces systèmes soient adéquatement protégées.

e) Les avantages opérationnels éventuels de l'introduction de nouveaux systèmes d'atterrissage pourraient être limités par les contraintes qu'impose l'équipement des aéronefs en systèmes mixtes.

f) Les opérations avec APV peuvent être menées avec le GNSS renforcé comme il est nécessaire ou avec le guidage vertical barométrique, et avec le GNSS avec guidage latéral ABAS.

g) Comparées avec les approches classiques, les opérations avec APV améliorent la sécurité et elles permettent généralement de réduire les minimums d'exploitation.

h) Il faudra assurer une redondance appropriée lorsque les aides de navigation terrestres seront retirées.

i) La rationalisation devrait faire partie d'une stratégie nationale ou régionale sur les aides de navigation terrestres ; le supplément H contient des éléments indicatifs à ce sujet.

4. Stratégie

Compte tenu des considérations exposées ci-dessus et de la nécessité de consulter les exploitants d'aéronef, les exploitants d'aéroports et les organisations internationales, pour assurer la sécurité, l'efficacité et l'économie des solutions proposées, la stratégie mondiale consiste à :

a) continuer d'utiliser l'ILS au plus haut niveau de service tant qu'il est acceptable pour l'exploitation et économiquement avantageux ;

b) continuer les opérations MLS aux endroits où il est nécessaire pour l'exploitation et économiquement avantageux ;

c) mettre en œuvre le GNSS avec le renforcement nécessaire (ABAS, SBAS, GBAS) pour les opérations APV et d'approche de précision aux endroits où il est nécessaire pour l'exploitation et économiquement avantageux ;

d) promouvoir le développement continu et l'emploi d'un moyen multimode embarqué d'approche et d'atterrissage ;

e) encourager les opérations APV, notamment celles qui utilisent le guidage vertical GNSS, pour améliorer la sécurité et l'accessibilité ;

f) faire en sorte que chaque région mette sur pied une stratégie de mise en œuvre vers ces systèmes, qui soit harmonisée avec la stratégie mondiale.

SUPPLÉMENT C. RENSEIGNEMENTS DESTINÉS À SERVIR DE GUIDE DANS LA MISE EN APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES POUR LES INSTALLATIONS SUIVANTES : ILS, VOR, PAR RADIOBORNES EN ROUTE ÉMETTANT SUR 75 MHz, NDB ET DME

1. Introduction

Le présent supplément est destiné à guider et à éclairer le lecteur et ne doit pas être considéré comme faisant partie des spécifications ou des normes et pratiques recommandées figurant dans le volume I.

Les définitions ci-après ont pour but d'aider à la compréhension du texte du présent supplément et de faciliter les échanges de vue sur des concepts étroitement associés.

Définitions relatives au système d'atterrissage aux instruments (ILS)

Note.— Les termes définis ci-après sont utilisables dans la plupart des cas soit sans qualification, soit qualifiés par l'adjectif « indiqué ».

Le qualificatif « indiqué » désigne les caractéristiques effectivement réalisées d'un élément ou d'un concept, indiquées par un récepteur (c'est-à-dire comprenant les erreurs dues à l'installation réceptrice).

En l'absence de l'un et l'autre de ces qualificatifs, il s'agit des caractéristiques réalisées d'un élément ou d'un concept.

Système de radioalignement de piste	Système de radioalignement de descente ILS
Alignement de piste indiqué. Lieu des points, dans tout plan horizontal, où la déviation de l'indicateur du récepteur est nulle.	
Secteur d'alignement de piste indiqué. Secteur, dans tout plan horizontal, contenant l'alignement de piste indiqué et dans lequel la déviation de l'indicateur du récepteur reste comprise entre les valeurs extrêmes.	
Coude de l'alignement de piste. Un coude de l'alignement de piste est un écart de l'alignement de piste par rapport à sa position nominale.	***Coude de l'alignement de descente ILS.*** Un coude de l'alignement de descente ILS est un écart de l'alignement de descente ILS par rapport à sa position nominale.

2. Indications relatives aux installations ILS

2.1 Objectifs opérationnels, objectifs relatifs à la conception et à l'entretien, et définition de la structure des alignements pour les installations des différentes catégories de performances

2.1.1 Les catégories de performances définies au chapitre 3, § 3.1.1, correspondent à des objectifs opérationnels fixés par la catégorie d'exploitation (I, II ou III). Les catégories d'exploitation sont définies dans l'Annexe 6.

2.1.2 *Possibilités.* Ces objectifs dépendent du type de l'aéronef et de son équipement de guidage. Ils supposent un aéronef moderne doté d'un équipement de conception appropriée. Dans la pratique toutefois, il se peut que les possibilités opérationnelles soient supérieures aux objectifs énoncés au § 2.1.1.

2.1.2.1 *Équipement pour objectifs supplémentaires.* On peut envisager des objectifs opérationnels qui ne coïncident pas avec ceux qui sont décrits au § 2.1.1 lorsqu'il existe en même temps des systèmes embarqués de guidage passifs après panne et opérationnels après panne et une installation ILS au sol qui assure un guidage adéquat avec un niveau approprié de continuité du service et d'intégrité.

2.1.2.2 *Opérations avancées.* Les exploitants encouragent l'utilisation régulière des systèmes d'approche et d'atterrissage automatiques, sur les aéronefs modernes qui sont équipés dans les circonstances où le déroulement de l'approche peut être contrôlé visuellement par l'équipage de conduite. Par exemple, ces systèmes peuvent être utilisés avec une installation ILS de catégorie de performances I lorsque la qualité et la couverture de son guidage sont supérieures aux spécifications de base indiquées au chapitre 3, § 3.1.3.4.1, et ce jusqu'à la piste.

2.1.2.3 *Système de classement des ILS.* Pour exploiter pleinement les avantages éventuels des commandes automatiques de vol des aéronefs modernes, il faut un système qui décrive les installations ILS au sol d'une manière plus complète que ne le fait la simple mention de leur catégorie de performances. C'est ce que permet le système de classement des ILS à l'aide de trois caractères. Ceux-ci décrivent les aspects des performances qu'il faut connaître du point de vue opérationnel pour déterminer les applications opérationnelles rendues possibles par un ILS particulier.

2.1.2.4 Le système de classement des ILS fournit un moyen de faire connaître les possibilités d'une installation ILS au sol donnée qui s'ajoutent à celles des installations définies au chapitre 3, § 3.1.1. Il est possible d'exploiter ces possibilités supplémentaires pour faire approuver une exploitation conforme aux § 2.1.2.1 et 2.1.2.2 avec des valeurs inférieures ou égales aux valeurs énoncées dans les objectifs opérationnels du § 2.1.1.

2.1.2.5 On trouvera au § 2.14.3 un exemple d'application de ce système de classement.

Note.— Les indications ci-après ont pour objet d'aider les États à déterminer jusqu'à quel point des alignements de piste et des alignements de descente ILS qui présentent des coudes sont acceptables. Bien que par définition les coudes de l'alignement de piste et de l'alignement de descente soient rapportés à la position nominale de l'alignement correspondant, l'évaluation des anomalies à fréquence élevée est fondée sur les écarts par rapport, respectivement, à l'alignement de piste moyen et à l'alignement de descente moyen. Le § 2.1.5 et la figure C-2 concernant l'évaluation des coudes montrent la relation qui existe entre les coudes et la position moyenne de l'alignement de piste et de l'alignement de descente. Les enregistrements réalisés en cours de vol se présenteront généralement sous cette forme.

2.1.3 *Coudes de l'alignement de piste.* Les coudes de l'alignement de piste devraient être évalués en fonction de la structure d'alignement spécifiée au chapitre 3, § 3.1.3.4. En ce qui concerne l'atterrissage et le roulement au décollage, cette structure d'alignement répond au désir d'assurer un guidage suffisant pour les évolutions manuelles et/ou automatiques le long de la piste dans des conditions de faible visibilité. En ce qui concerne les installations de catégorie de performances I dans la phase d'approche, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de piste (probabilité de 95 %) à un décalage latéral inférieur à 10 m (30 ft), à la hauteur de 30 m (100 ft). En ce qui concerne les installations de catégories de performances II et III dans la phase d'approche, cette structure d'alignement

répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de piste (probabilité de 95 %) dans la région comprise entre le point B et le point de repère ILS (installations de catégorie de performances II) ou le point D (installations de catégorie de performances III), à moins de 2°, pour l'assiette de roulis et de tangage, et à moins de 5 m (15 ft), pour le décalage latéral.

Note 1.— Les coudes de l'alignement de piste sont inacceptables lorsqu'ils empêchent l'aéronef, dans les conditions normales, d'atteindre la hauteur de décision avec une assiette stable, en un point situé dans les limites acceptables d'écart par rapport à l'alignement de piste, à partir duquel il peut atterrir en sécurité. Les systèmes de couplage automatiques ou semi-automatiques subissent plus l'influence des coudes que les couplages manuels. Une trop grande activité de la part du contrôle, une fois que l'aéronef s'est établi sur l'approche, risque de l'empêcher de mener à bien les manœuvres d'approche et d'atterrissage. D'autre part, lorsqu'on utilise un couplage automatique, il peut être nécessaire, en pratique, de poursuivre l'approche au-dessous de la hauteur de décision. Les besoins en matière de guidage des aéronefs peuvent être satisfaits pour autant que soient observées les spécifications du chapitre 3, § 3.1.3.4, concernant les coudes de l'alignement de piste.

Note 2.— Les coudes ou autres irrégularités inacceptables sont normalement constatés par des vérifications en vol effectuées en air stable selon des techniques de précision.

2.1.4 *Coudes de l'alignement de descente.* Les coudes de l'alignement de descente devraient être évalués en fonction de la structure d'alignement spécifiée au chapitre 3, § 3.1.5.4. En ce qui concerne les installations de catégorie de performances I, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de descente (probabilité de 95 %) à un décalage vertical inférieur à 3 m (10 ft), à la hauteur de 30 m (100 ft). En ce qui concerne les installations de catégories de performances II et III, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de descente (probabilité de 95 %), à la hauteur de 15 m (50 ft), à moins de 2° pour l'assiette de roulis et de tangage et à moins de 1,2 m (4 ft) pour le décalage vertical.

Note 1.— Les coudes de l'alignement de descente sont inacceptables lorsqu'ils empêchent un aéronef, dans les conditions normales, d'atteindre la hauteur de décision avec une assiette stable, en un point situé dans des limites acceptables d'écart par rapport à l'alignement de descente ILS, à partir duquel il peut atterrir en sécurité. D'autre part, lorsqu'on utilise un couplage automatique, il peut être nécessaire, en pratique, de poursuivre l'approche au-dessous de la hauteur de décision. Les besoins en matière de guidage des aéronefs peuvent être satisfaits pour autant que soient observées les spécifications du chapitre 3, § 3.1.5.4, concernant la structure de l'alignement de descente ILS.

Note 2.— Les coudes ou autres irrégularités inacceptables seront normalement constatés par des vérifications précises en vol complétées, s'il y a lieu, par des mesures spéciales au sol.

2.1.5 *Application de la norme d'amplitude des coudes aux alignements de piste et de descente.* Pour appliquer les spécifications de la structure de l'alignement de piste (voir chapitre 3, § 3.1.3.4) et de l'alignement de descente ILS (voir chapitre 3, § 3.1.5.4), il convient d'employer les critères suivants :

— La figure C-1 montre le rapport entre les amplitudes maximales admissibles (probabilité de 95 %) des coudes d'alignement de piste et d'alignement de descente et les distances par rapport au seuil de piste spécifiées pour les installations ILS de catégories de performances I, II et III.

— Si l'on désire évaluer l'amplitude des coudes dans une zone déterminée de l'approche, les enregistrements du vol, corrigés en fonction de l'erreur de position angulaire de l'aéronef, devraient être analysés pour un intervalle de temps de ±20 s de part et d'autre du point central de la zone d'évaluation. Ces indications sont fondées sur une vitesse-sol de l'aéronef de 195 ± 9 km/h (105 ± 5 kt).

La règle des 95 % associée à l'amplitude maximale admissible fixe le pourcentage acceptable de la durée totale pendant laquelle l'amplitude des coudes d'alignement doit être inférieure à la valeur spécifiée dans la figure C-1 pour la zone d'évaluation. La figure C-2 donne un exemple type de la méthode que l'on peut employer pour évaluer l'amplitude des coudes d'alignement pour une installation donnée. Si la somme des intervalles de temps t_1, t_2, t_3, pendant lesquels la valeur spécifiée et dépassée, est égale ou inférieure à 5 % de la durée totale T, la zone évaluée est acceptable. Autrement dit :

$$100 \quad \frac{T - [(t_1 + t_2 + ...)]}{T} \geq 95\ \%$$

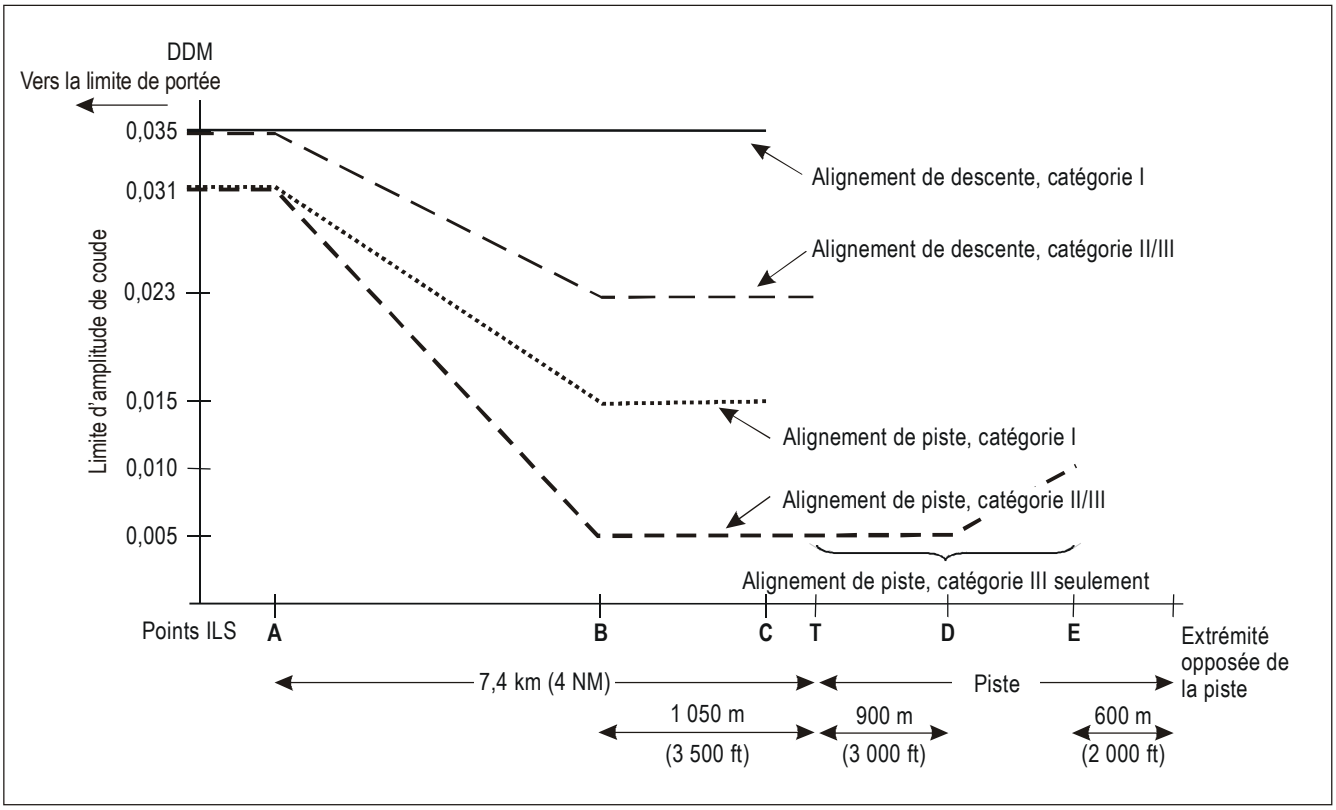
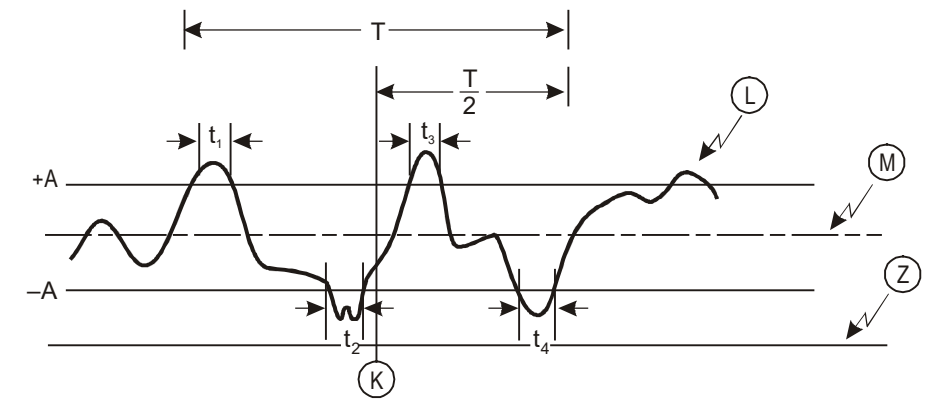


Figure C-1. Limites d'amplitude des coudes de l'alignement de piste et de l'alignement de descente



Z = Référence zéro (zéro du système de mesure)

L = Exemple de courbe des coudes d'alignement, erreurs de théodolite position corrigées

M = Valeur moyenne des coudes d'alignement

T = Zone à évaluer (étendue ± 20 secondes)

A = Limite d'amplitude de coude d'après la Figure C-1 par rapport à M applicable à K

K = Point médian d'une période d'évaluation

t_1, t_2, t_3... = Durées pendant lesquelles les coudes dépassent les limites admissibles pour que l'installation soit acceptable dans cette zone :

$$100 \frac{[T - (t_1 + t_2 + t_3 \ldots)]}{T} \geq 95\ \%$$

Figure C-2. Évaluation de l'amplitude des coudes d'alignement

L'analyse des coudes du radioalignement de descente ILS devrait être effectuée en utilisant comme référence le radioalignement de descente moyen et non le prolongement en ligne droite vers le bas. L'importance de la courbure est fonction de l'écart latéral du système d'antenne de l'installation au sol, de la distance à laquelle se trouve ce système d'antenne par rapport au seuil, de la hauteur du relief du sol, le long de la trajectoire d'approche finale et à l'emplacement du radiophare d'alignement de descente (voir § 2.4).

2.1.6 *Filtre de mesures.* Étant donné la complexité du spectre de fréquences que présentent les structures des coudes du faisceau de l'ILS, les valeurs mesurées de ces coudes sont fonction de la réponse en fréquence des récepteurs et enregistreurs de bord. On obtiendra les mesures des coudes de faisceaux en utilisant, pour les circuits de sortie DDM du récepteur et les appareils enregistreurs correspondants, une fréquence de coude du filtre passe-bas (radians par seconde) de $V/92{,}6$, où V est la vitesse en km/h de l'aéronef ou du véhicule au sol, selon le cas.

2.1.7 *Dispositifs de contrôle.* L'expérience acquise en la matière montre que l'on peut obtenir facilement une stabilité de performances se situant à l'intérieur des limites définies au chapitre 3, § 3.1.3.6, 3.1.3.7 et 3.1.5.6, c'est-à-dire bien en dedans des limites de contrôle.

2.1.7.1 Le choix des limites de contrôle est une question de jugement et fait appel à une connaissance suffisante des exigences de la sécurité pour la catégorie d'exploitation intéressée. Toutefois, les spécifications relatives à ces limites de

contrôle n'indiquent pas l'importance des variations normales qui se produisent d'un jour à l'autre et résultent d'erreurs de réglage et de la dérive de l'équipement. Il y a lieu de faire les recherches nécessaires et de prendre des mesures correctives si, au cours de son utilisation quotidienne, l'équipement dérive fréquemment au-delà des limites spécifiées au chapitre 3, § 3.1.3.6, 3.1.3.7 et 3.1.5.6. Il convient, pour supprimer les causes de ces dérives :

a) de réduire considérablement la probabilité de fluctuation des paramètres critiques du signal aux environs des limites de contrôle spécifiées ;

b) d'assurer efficacement la continuité du service ILS.

2.1.7.2 Voici quelques directives générales pour faire en sorte que la conception, l'exploitation et l'entretien des dispositifs de contrôle répondent aux spécifications du chapitre 3, § 3.1.3.11 et 3.1.5.7 :

1) Il convient de prendre un soin particulier pour que les dispositifs de contrôle répondent à toutes les variations de l'installation au sol qui agissent défavorablement sur le fonctionnement de l'installation de bord au cours d'une approche ILS.

2) Les dispositifs de contrôle ne devraient pas réagir aux conditions locales qui n'affectent pas les données de navigation enregistrées par les installations de bord.

3) Les dérives du dispositif de contrôle ne devraient pas diminuer ou augmenter de façon appréciable les limites de contrôle spécifiées.

4) Il y a lieu de prendre des précautions particulières dans la conception et l'utilisation du dispositif de contrôle pour que les éléments de navigation soient retirés ou que le rayonnement cesse en cas de panne du dispositif de contrôle proprement dit.

5) Le fonctionnement de certains détecteurs repose sur des appareils qui effectuent l'échantillonnage du signal au voisinage du système d'antenne de l'émetteur. L'expérience a montré que les dispositifs de contrôle de ce type exigent une attention particulière sur les points suivants :

   a) Lorsqu'on utilise des systèmes d'antenne de grande envergure, il est rarement facile de placer les détecteurs du dispositif de contrôle dans une position telle que le rapport de phase observé loin du radioalignement existe au point de détection. Le dispositif de contrôle doit néanmoins détecter également les changements affectant l'antenne et ses circuits d'alimentation lorsque ces changements ont un effet important sur l'alignement à grande distance.

   b) Les changements concernant le niveau effectif du sol, provoqués par la neige, les inondations, etc., peuvent influer de manières différentes sur les dispositifs de contrôle des radioalignements de descente et dans l'espace sur ces radioalignements proprement dits, notamment lorsqu'on se fie à la surface du sol pour déterminer la trajectoire de descente désirée.

   c) Il y a lieu de tenir compte d'autres causes qui risquent de perturber la détection par les dispositifs de contrôle du signal rayonné, comme par exemple le givrage et les oiseaux.

   d) Dans le cas d'un système dans lequel les signaux de contrôle sont utilisés dans un asservissement pour corriger les variations de l'équipement correspondant, il y a lieu de veiller très attentivement à ce que des influences étrangères et des modifications à l'intérieur du dispositif de contrôle proprement dit ne provoquent pas, sur l'alignement de piste ou de descente ILS des variations sortant des limites spécifiées sans que ce dispositif ne réagisse.

6) Un détecteur peut se présenter sous la forme d'un détecteur intégral dans lequel la contribution de chaque élément d'antenne dans l'émission du signal d'alignement de piste en champ lointain est mesurée au système d'antenne.

L'expérience a montré que les détecteurs de ce type, conçus de façon appropriée, peuvent fournir une corrélation étroite entre l'indication du détecteur et le signal rayonné en champ lointain. Dans certains cas, les détecteurs de ce type peuvent remédier au problème mentionné ci-dessus à l'alinéa 5) a), b) et c).

2.1.7.3 On remarquera que la DDM mesurée en un point quelconque de l'espace est fonction de la sensibilité d'écart et de la position du radioalignement de piste ou de descente ILS. Il y a lieu de tenir compte de ce fait dans la conception et l'utilisation des dispositifs de contrôle.

2.1.8 *Rayonnement par les radiophares d'alignement de piste ILS qui ne sont pas en utilisation opérationnelle.* Des brouillages intenses des signaux d'un radiophare d'alignement ILS en service se sont produits à bord d'aéronefs effectuant des approches à basse altitude sur des pistes équipées d'installations de radioalignement desservant l'extrémité de la piste opposée à l'extrémité en service. Pour les aéronefs qui survolent un tel réseau d'antennes du radiophare d'alignement de piste, le brouillage est provoqué par la transmodulation provenant des signaux du radiophare d'alignement desservant l'extrémité de piste opposée. Dans le cas d'approches à basse altitude, un tel brouillage peut affecter gravement l'approche ou l'atterrissage et nuire à la sécurité. Les conditions dans lesquelles un rayonnement provenant d'un radiophare d'alignement qui n'est pas en utilisation opérationnelle peut être autorisé sont spécifiées au chapitre 3, § 3.1.2.7 et 3.1.2.7.1.

2.1.8.1 Aux emplacements où une installation ILS et une installation GBAS desservent des directions d'approche opposées d'une même piste, il y a risque de brouillage de la réception des signaux VDB du GBAS dans la région où les aéronefs survolent le radiophare d'alignement de piste. Les signaux du radiophare d'alignement qui ne sont pas conformes aux spécifications énoncées dans l'appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6, qui définissent les rapports entre le signal utile et le signal non désiré et la puissance maximale dans un canal adjacent que peut tolérer le récepteur VDB du GBAS, peuvent donner lieu à un nombre excessif de messages manqués et causer une perte de continuité du guidage GBAS. Le brouillage est susceptible d'être plus élevé lorsque le radiophare d'alignement est implanté à proximité du seuil de piste. Le chapitre 3, § 3.1.2.8, précise les conditions dans lesquelles le rayonnement par des radiophares d'alignement qui ne sont pas en utilisation opérationnelle ne devrait pas être autorisé. Le supplément D, § 7.2.3.3, contient des renseignements supplémentaires.

2.1.9 *Perturbation des signaux de l'ILS par des multitrajets*

Note 1.— Les présents éléments indicatifs prennent en compte l'incidence que les nouveaux avions très gros porteurs (NLA) peuvent avoir sur le dimensionnement de la zone critique et de la zone sensible ménagées autour d'un ILS. Ils font également le point sur les méthodes établies pour le dimensionnement de ces zones, ils évoquent les compromis opérationnels impliqués, et ils présentent des exemples indicatifs des dimensions résultantes. En pratique, toutefois, les dimensions à donner aux zones critique et sensible d'un aérodrome pourraient devoir être déterminées par des études particulières.

Note 2.— Les présents éléments indicatifs n'appellent pas à reconsidérer le dimensionnement de zones critiques et de zones sensibles établies dont il a été démontré qu'elles étaient convenables à un aérodrome donné, à moins d'une évolution notable de l'environnement opérationnel (p. ex., accueil de NLA ou nouvelles constructions sur l'aérodrome) ou d'une modification de l'installation ILS.

2.1.9.1 *Effets de l'environnement sur l'ILS.* La réflexion par de grands objets fixes ou mobiles, y compris les aéronefs, présents dans le volume que couvre l'ILS peut dégrader le signal rayonné en le bloquant ou en créant des multitrajets, avec risque de dépassement des tolérances définies au chapitre 3, § 3.1. L'importance de la dégradation dépendra de l'emplacement, de la taille et de l'orientation des surfaces réfléchissantes, ainsi que des caractéristiques des antennes de l'ILS. L'établissement des zones critique et sensible (voir § 2.1.9.2) et de leurs procédures de gestion a pour objet d'empêcher une telle dégradation et de faire que les aéronefs utilisant l'ILS puissent se fier au signal rayonné en sachant qu'il répond aux prescriptions du chapitre 3, § 3.1.

2.1.9.2 *Zones critique et sensible des ILS.* Les États définissent diversement les zones de protection des ILS. Ils gèrent différemment aussi les interdictions de circulation à l'intérieur. Une méthode consiste à désigner comme critique et sensible les zones qui répondent aux définitions suivantes :

a) La zone critique ILS est une zone de dimensions définies qui entoure les antennes des radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente et dans laquelle l'accès des véhicules et notamment des aéronefs est interdit durant toutes les opérations ILS. La zone critique est protégée parce que la présence de véhicules et/ou d'aéronefs à l'intérieur de ses limites perturberait de façon inacceptable le signal électromagnétique ILS.

b) La zone sensible ILS est une zone dans laquelle le stationnement et/ou le mouvement des véhicules, et notamment des aéronefs, est contrôlé de façon à écarter la possibilité de perturbations inacceptables du signal ILS durant les opérations ILS. La zone sensible est protégée pour éviter les perturbations causées par des objets mobiles de grandes dimensions qui se trouvent à l'extérieur de la zone critique mais normalement encore à l'intérieur de l'enceinte aéroportuaire.

Note 1.— Dans certains États, la zone critique englobe la zone appelée sensible dans le présent texte. Lorsque la zone critique déborde sur des aires opérationnelles, des procédures de gestion opérationnelle particulières sont nécessaires pour assurer la protection des aéronefs qui se guident sur l'ILS pour faire leur approche finale.

Note 2.— Il est prévu qu'aux emplacements où l'ILS et le MLS doivent être co-implantés, le MLS pourrait être implanté dans les zones critiques de l'ILS, conformément aux éléments indicatifs figurant dans le supplément G, section 4.1.

2.1.9.3 *Logique technique et opérationnelle ayant trait aux zones critique et sensible.* Idéalement, la zone critique est active durant toutes les opérations ILS et procure une protection au moins jusqu'à l'altitude de décision de catégorie I. Une perturbation survenant dans cette zone touchera normalement tous les aéronefs qui utilisent à ce moment le signal ILS (à tous les stades de l'approche). Normalement, la zone critique sera préservée contre les intrusions par un marquage de délimitation, ou par des mesures de réglementation si elle chevauche des aires opérationnelles. Du point de vue opérationnel, la zone sensible devrait idéalement protéger les opérations aériennes au moins à partir de la hauteur de décision de catégorie I jusqu'au toucher de la piste, et elle ne devrait être activée qu'en conditions de faible visibilité (en catégories II et III). Une perturbation en zone sensible sera normalement brève et de faible étendue dans l'espace, et un aéronef seulement en sera affecté. Toutefois, cette situation idéale sera souvent inaccessible, et des mesures techniques et opérationnelles palliatives seront alors nécessaires.

Note.— L'EUR DOC 013 de l'OACI intitulé European Guidance Material on All Weather Operations at Aerodromes *fournit des éléments indicatifs sur les procédures opérationnelles de protection des zones critique et sensible.*

2.1.9.4 *Dimensionnement des zones critique et sensible.* Les dimensions des zones critique et sensible se calculent normalement au stade de la planification, avant installation de l'ILS, par simulation sur ordinateur. Le processus est le même lorsque des modifications interviennent dans l'installation ou dans son voisinage. La simulation sur ordinateur nécessite d'affecter la protection de chacun des segments de l'approche à l'une ou l'autre zone. Il sera judicieux de vérifier qu'ensemble les zones critique et sensible protègent intégralement l'approche, ce qui n'est pas toujours possible. Il arrive aussi que la logique décrite au § 2.1.9.3 conduise à des dimensions prohibitives des zones critique et sensible. Certains États ont trouvé un compromis raisonnable dans une logique autre qui fait protéger par la zone critique le segment allant de la limite de couverture jusqu'à 2 NM du seuil de piste, et par la zone sensible, le dernier segment de 2 NM allant jusqu'à la piste. La zone sensible sera dans ce cas pour les opérations de catégorie I, ce qui pourra nécessiter une réglementation opérationnelle. Cette nécessité dépendra de l'environnement opérationnel (entre autres de l'intervalle de succession des décollages et des approches à l'atterrissage). Il n'y aura pas forcément de lien direct entre la gestion opérationnelle des zones critique et sensible et le découpage de l'approche ayant servi à déterminer ces zones dans les simulations. C'est à l'État de définir les zones de la manière qui convient. Si l'État adopte d'autres critères de tolérabilité d'une perturbation ou qu'il découpe l'approche différemment, il devra valider ses choix par une analyse de sécurité prenant en compte tous les facteurs en présence, notamment la configuration de l'aérodrome, la densité du trafic et les problèmes opérationnels ou restrictions de capacité pouvant être engendrés.

2.1.9.5 *Facteurs de dimensionnement des zones critique et sensible.* Les antennes des radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente à diagramme de rayonnement optimisé, notamment lorsqu'elles sont couplées à des émetteurs à deux fréquences, peuvent très nettement réduire le risque de perturbation du signal et les dimensions à donner aux zones critique et sensible. Le dimensionnement des zones dépend aussi d'autres facteurs qui sont la catégorie des approches et atterrissages à radioguider, l'importance des perturbations statiques, la position, la taille et l'orientation des aéronefs et véhicules (en particulier celles de leurs surfaces verticales), la disposition des pistes et voies de circulation, et l'emplacement des antennes. Il importera particulièrement de savoir quelle sera la plus grande hauteur de dérive des avions susceptibles de se présenter, ainsi que toutes les orientations que les dérives pourront prendre en un point donné, outre les orientations parallèle et perpendiculaire à la piste. Bien que l'évaluation des zones critique et sensible se fasse en deux dimensions (dans le plan horizontal), la protection devrait en réalité être étendue à des volumes, vu que les aéronefs (avions et hélicoptères) qui décollent et qui manœuvrent peuvent eux aussi perturber les signaux de l'ILS. Le profil vertical des volumes de protection dépend du diagramme vertical de rayonnement des antennes émettrices.

2.1.9.6 *Part des multitrajets dans le bilan d'erreur.* Il est commode de considérer les perturbations dues aux objets mobiles tels que les aéronefs et autres véhicules séparément des perturbations statiques dues aux objets fixes tels que les constructions et le terrain. Du moment que la part attribuable aux multitrajets statiques est connue, la part restante peut être attribuée aux perturbations dynamiques. Si les mesures montrent que les multitrajets statiques sont en réalité assez différents de ce que laissaient supposer les simulations, la part leur revenant pourra devoir être modifiée. Dans la majorité des cas, la somme quadratique des perturbations dues aux objets fixes et mobiles donne de la perturbation totale une représentation plus valide statistiquement qu'une somme algébrique. À titre d'exemple, une limite de plus ou moins 5µA fixée pour la structure de l'alignement de piste sera respectée avec une perturbation de plus ou moins 3µA due aux objets statiques, et une part de plus ou moins 4µA revenant aux objets dynamiques :

$$\sqrt{(3\mu A)^2 + (4\mu A)^2} = 5\mu\text{A}$$

2.1.9.7 *Étude sur site et simulations sur ordinateur.* Normalement, chaque installation fera l'objet d'une étude sur l'aéroport. Cette étude considérera différentes hypothèses pour l'environnement multitrajets, la topographie de l'aéroport, les types et les hauteurs effectives des antennes ILS, les orientations autres que parallèle et perpendiculaire des aéronefs lors des manœuvres (traversées de piste et demi-tours au seuil de piste) ou lors des attentes. Des modèles de simulation permettront de calculer la situation, l'ampleur et la durée probables des perturbations qu'apporteront à l'ILS les constructions et les aéronefs dans leurs diverses dimensions, orientations et situations. Les fournisseurs de services de navigation aérienne (ANSP) auront lieu de s'assurer que les modèles de simulation utilisés ont été validés par comparaison directe avec des mesures au sol et en vol effectuées dans une diversité de situations et d'environnements, et que le personnel appliquant ces modèles possède les connaissances techniques et la capacité de jugement qu'il faut pour savoir de quelles hypothèses et limitations tenir compte dans l'application de ces modèles à des environnements multitrajets déterminés.

2.1.9.8 *Modifications dans l'environnement aéroportuaire.* Dans le cas où des modifications importantes de l'environnement aéroportuaire augmenteront les perturbations statiques du radioalignement de piste et/ou de descente, les zones critique et sensible pourront devoir être redimensionnées, avec comme conséquence de peut-être réduire l'efficacité ou la capacité de l'aéroport. Cet aspect sera particulièrement important lorsqu'il s'agira d'étudier l'emplacement, la taille et l'orientation de nouveaux bâtiments à construire à l'intérieur ou en dehors de l'enceinte aéroportuaire. Il est recommandé que des critères de sauvegarde soient employés pour protéger les opérations ILS.

Note.— Des exemples indicatifs figurent dans le Doc EUR 015 European Guidance Material on Managing Building Restricted Areas.

2.1.9.9 *Exemples types de zones critique et sensible.* Les figures C-3 et C-4 (avec les tableaux C-1, C-2A et C-2B correspondants) montrent des exemples de zones critique et sensible pour les différentes catégories d'exploitation et différentes classes de hauteur de véhicules ou d'aéronefs et pour plusieurs types d'antennes de radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente. Le calcul de ces exemples a été réalisé à l'aide d'un modèle de simulation utilisant une méthode exacte de résolution des équations de propagation des signaux ILS appliquée à un modèle 3D des aéronefs

correspondants. Les dimensions des zones ont été déterminées en prenant comme hypothèses un terrain plat, un angle de l'alignement de descente de 3,0°, une répartition des tolérances admises établie à 60 % pour les multitrajets statiques et à 80 % pour les multitrajets dynamiques, une vitesse d'approche des aéronefs de 105 nœuds, un filtre passe-bas à pulsation de coupure de 2,1 rad/s, et un diagramme omnidirectionnel de l'antenne de réception. Les exemples considèrent les orientations types des surfaces réfléchissantes des aéronefs et gros véhicules en circulation, en attente ou en manœuvre au sol. Les hauteurs d'empennage des petits aéronefs/hauteurs des véhicules, et les hauteurs d'empennage des moyens, gros et très gros aéronefs correspondent respectivement aux lettres du code de référence d'aérodrome A, B/C, D/E et F de l'Annexe 14, comme il est indiqué dans la circulaire consultative FAA 150/5300-13. En cas d'incertitude quant à la catégorie à laquelle un aéronef appartient aux fins de l'évaluation des zones critique et sensible, la hauteur d'empennage est le critère déterminant.

2.1.9.9.1 *Objet des exemples types et utilisation à en faire.* Comme il est rare qu'une installation réelle colle exactement aux hypothèses d'établissement des exemples, une adaptation aux conditions locales sera nécessaire. Les exemples servent à donner une première idée de ce que seront les dimensions des zones critique et sensible selon que les conditions locales seront plus ou moins voisines des hypothèses utilisées. Ces hypothèses, indiquées dans les tableaux d'exemples, permettront également d'évaluer les outils ayant servi à monter les simulations. Sur bien des aéroports où les zones critique et sensible établies diffèrent de ce qu'indiquent les exemples, elles sont tout à la fois le fruit d'optimisations techniques a posteriori, de mesures palliatives opérationnelles, de l'expérience acquise, et d'évaluations de sécurité adaptées aux particularités de l'environnement opérationnel. Dans le cas de projets d'aéroports à construire où les zones proposées ici en exemples ne conviendraient pas à la nature de l'exploitation envisagée, un complément d'étude sera nécessaire et pourra conduire à adopter des systèmes d'antennes ILS techniquement avancés, par exemple des antennes d'alignement de piste à large, voire à très large ouverture. Les exemples types fournis ici ne prennent pas en compte des systèmes à ce point optimisés. Les tableaux pour le radioalignement de piste et pour l'alignement de descente diffèrent légèrement sous l'aspect de la présentation des orientations des aéronefs. Ces points de détail sont expliqués dans les notes qui font suite aux tableaux C-1 (Note 9), C-2A et C-2B (Note 8). Conformément à ces notes, dans certains cas d'alignement de descente, il faut ajouter la demi-envergure de l'aéronef pour assurer qu'aucune des parties de l'aéronef n'entre dans la zone critique ou dans la zone sensible.

2.1.9.9.2 *Limites des hypothèses de multitrajets utilisées dans les simulations fournies en exemples.* La répartition à 60 % pour les multitrajets statiques et 80 % pour les multitrajets dynamiques citée au § 2.1.9.6 correspond à une approche prudente qui convient dans les cas où les deux types de multitrajets coïncident. Une répartition différente peut être appropriée pour l'alignement de descente, surtout si le terrain est plat, car alors les multitrajets statiques seront très faibles. Si les particularités de configuration de l'aéroport font que les multitrajets statiques et dynamiques ne coïncident pas, la tolérance peut être entièrement absorbée par les multitrajets dynamiques. Un outil de simulation capable de modéliser l'environnement (sources de réflexion statiques et dynamiques) et de calculer leur effet conjugué pourra dispenser du calcul approché par la somme quadratique. Le dimensionnement de la zone critique et/ou de la zone sensible pourra s'en trouver optimisé.

2.1.9.9.3 *Protection des segments de vol dans les simulations fournies en exemples.* Dans l'exemple de la figure C-3 pour l'antenne d'alignement de piste, le point de transition est situé à 2 NM, comme l'explique le § 2.1.9.4. Dans l'exemple de la figure C-4 qui concerne l'alignement de descente, le point de transition se trouve à 0,6 NM (hauteur de décision pour les opérations de catégorie I). En fonction des opérations locales, le point de transition pourra être placé à une distance mieux appropriée.

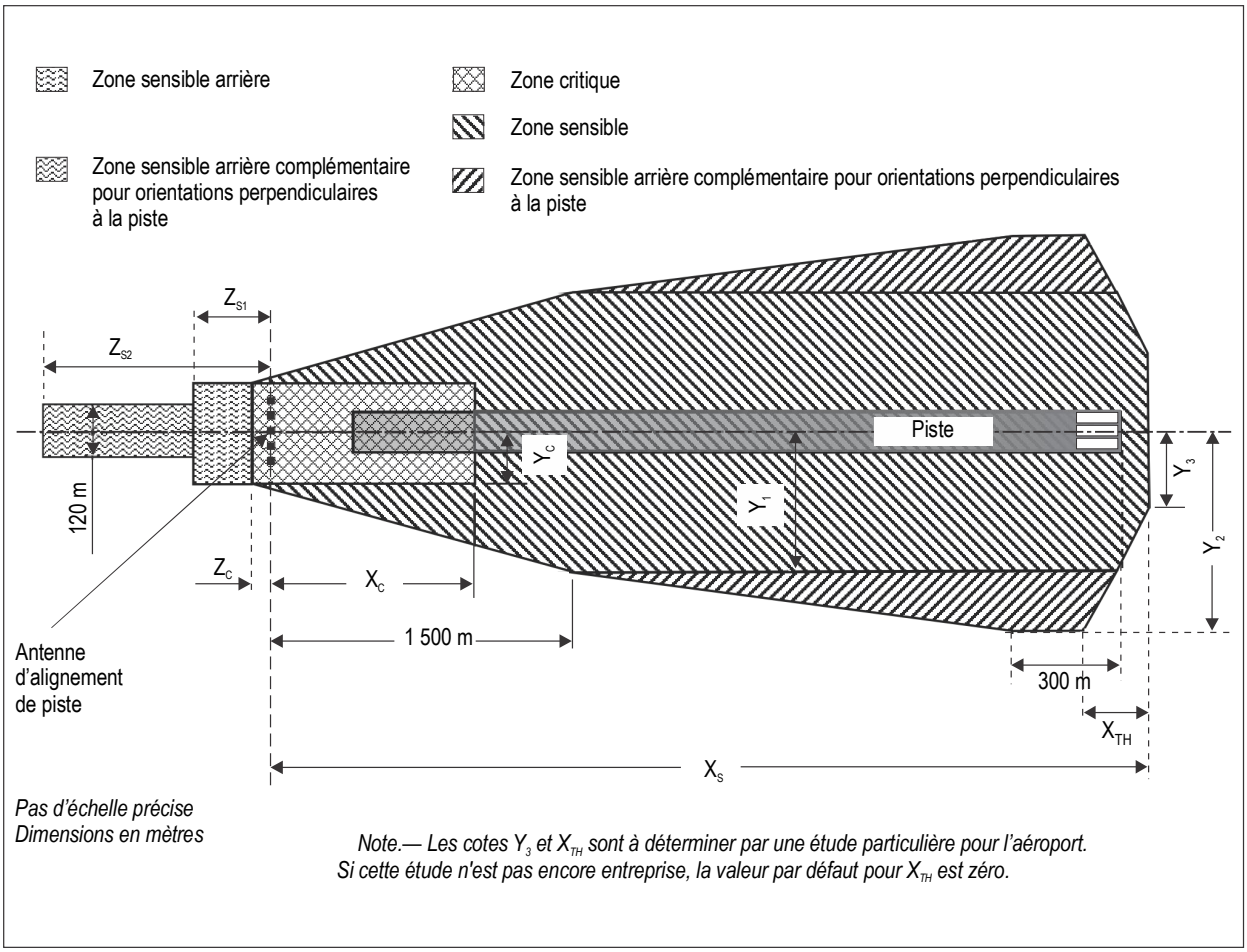


Figure C-3. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de piste (dimensions chiffrées dans le tableau C-1 qui suit)

Tableau C-1. Dimensions types de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de piste

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres H ≤ 6 m (voir Note 1)			Aéronefs moyens porteurs 6 m < H ≤ 14 m			Aéronefs gros porteurs 14 m < H ≤ 20 m		Aéronefs très gros porteurs 20 m < H ≤ 25 m	
Ouverture de l'antenne (voir Note 3)	Faible	Moyenne	Grande	Faible	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande
Zone critique CAT I X_C	180 m	65 m	45 m	360 m	200 m	150 m	500 m	410 m	660 m	580 m
Z_C	10 m	10 m	10 m	35 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(voir Note 10) Y_C	50 m	15 m	20 m	110 m	25 m	25 m	50 m	30 m	55 m	40 m
Zone sensible CAT I X_S	200 m	Pas de zone sensible		500 m	Pas de zone sensible		Pas de zone sensible		1 300 m	1 100 m
Y_1	40 m			90 m					90 m	50 m
Y_2	40 m			90 m					90 m	50 m
Z_{S1}	15 m			35 m					60 m	60 m
(voir Note 7) Z_{S2}	15 m			35 m					60 m	60 m

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres H ≤ 6 m (voir Note 1)		Aéronefs moyens porteurs 6 m < H ≤ 14 m		Aéronefs gros porteurs 14 m < H ≤ 20 m		Aéronefs très gros porteurs 20 m < H ≤ 25 m	
Ouverture de l'antenne (voir Note 3)	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande
Zone critique CAT II X_C	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m
Z_C	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(voir Note 10) Y_C	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Zone sensible CAT II X_S	75 m	Pas de zone sensible	500 m	Pas de zone sensible	2 100 m	1 400 m	Distance du radiophare d'alignement au seuil	Distance du radiophare d'alignement au seuil
Y_1	15 m		50 m		125 m × K	60 m × K	180 m × K	100 m × K
Y_2	15 m		50 m		125 m × K	60 m × K	180 m × K	125 m × K
Z_{S1}	15 m	15 m	35 m	35 m	60 m	60 m	70 m	70 m
(voir Note 7) Z_{S2}	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres H ≤ 6 m (voir Note 1)		Aéronefs moyens porteurs 6 m < H ≤ 14 m		Aéronefs gros porteurs 14 m < H ≤ 20 m		Aéronefs très gros porteurs 20 m < H ≤ 25 m	
Ouverture de l'antenne (voir Note 3)	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande
Zone critique CAT III X_C	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m
Z_C	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(voir Note 10) Y_C	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Zone sensible CAT III X_S	100 m	Pas de zone sensible	900 m	Pas de zone sensible	3 100 m	3 100 m	Distance du radiophare d'alignement au seuil	Distance du radiophare d'alignement au seuil
Y_1	15 m		50 m		140 m × K	120 m × K	180 m × K	150 m × K
Y_2	15 m		50 m		160 m × K	120 m × K	260 m × K	180 m × K
Z_{S1}	15 m	15 m	35 m	35 m	60 m	60 m	70 m	70 m
(voir Note 7) Z_{S2}	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

NOTES.—

1. *Pour les véhicules de moins de 2,5 m de hauteur, Z_C = 3 m, en supposant un rapport avant/arrière de l'antenne émettrice de 23 dB, tant pour le signal d'alignement de piste que pour le signal de marge.*
2. *Systèmes à moniteurs en champ proche : l'entrée de véhicules doit être interdite entre les moniteurs et les antennes émettrices.*
3. *Faible ouverture : 11 éléments ou moins. Ouverture moyenne : 12 à 15 éléments. Grande ouverture : 16 éléments ou plus. Les simulations ont été effectuées avec les systèmes communément installés comptant 12 éléments s'ils sont à moyenne ouverture et 20 éléments s'ils sont à grande ouverture. Les pistes dotées d'un radiophare d'alignement de piste à faible ouverture sont supposées non accessibles aux opérations de catégories II et III et aux avions de la taille du 747.*
4. *Si les antennes du radiophare d'alignement de piste sont de très faible hauteur, une zone critique complémentaire sera nécessaire en raison de l'atténuation accentuée du signal direct aux faibles angles verticaux.*
5. *Pour un aéroport donné, une étude prenant en compte les orientations réalistes, les multitrajets statiques, la topographie et le type des antennes ILS qui le caractérisent pourra conduire à un dimensionnement différent de la zone critique.*
6. $K = \sqrt{\frac{\text{distance radiophare}-\text{seuil}}{3\,300\text{ m}}}$
7. *La partie arrière de la zone sensible pourra être dimensionnée différemment au vu des résultats d'une étude considérant les caractéristiques du rayonnement relevées sur le terrain. L'hypothèse considérée est celle d'un réseau d'antennes directives présentant un rapport avant/arrière de 23 dB, tant pour le signal d'alignement de piste que pour le signal de marge.*
8. *Un avion tout seul en circulation au sol ou en attente parallèlement à la piste n'engendre pas de signaux hors tolérances.*
9. *Les limites de la zone critique ou des zones sensibles arrière s'appliquent à toute la longueur (fuselage et queue comprise) de l'aéronef perturbateur. Les limites de la zone sensible s'appliquent uniquement à la queue de l'aéronef perturbateur.*
10. *Depuis les antennes d'alignement de piste jusqu'à l'extrémité de la piste, la demi-largeur de la zone critique (Yc) devrait mesurer des deux côtés au moins 10 m de plus que la dimension réelle du réseau d'antennes.*

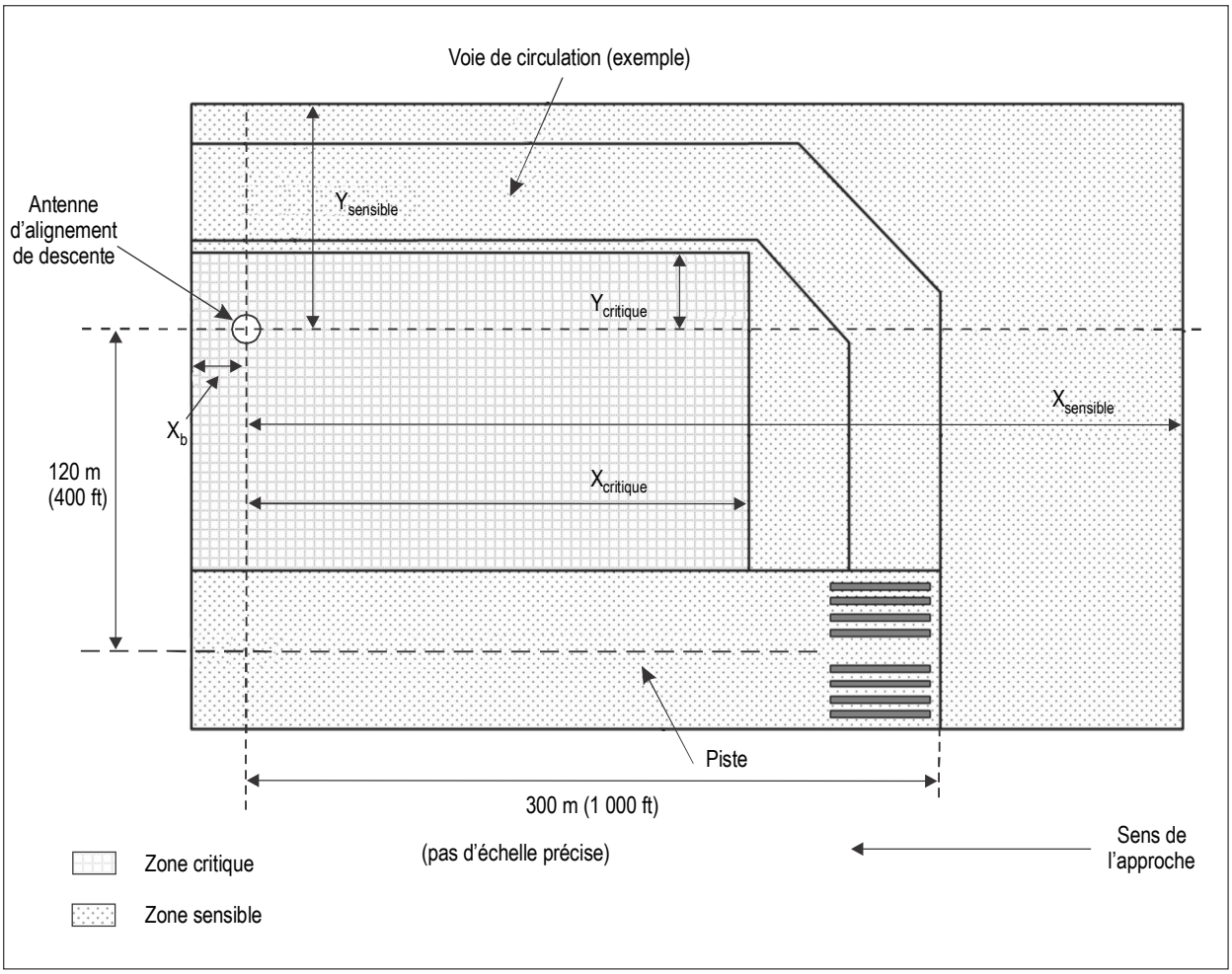


Figure C-4. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente (dimensions chiffrées dans le tableau C-2A qui suit)

Tableau C-2A. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente pour les orientations parallèle et perpendiculaire

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres		Aéronefs moyens porteurs		Aéronefs gros porteurs		Aéronefs très gros porteurs	
	H ≤ 6 m		6 m < H ≤ 14 m		14 m < H ≤ 20 m		20 m < H ≤ 25 m	
Type de radiophare d'alignement de descente	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle
Zone critique CAT I								
X	299 m	191 m	329 m	829 m	467 m	1 117 m	610 m	1 360 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m
Zone sensible CAT I								
X	299 m	399 m	279 m	529 m	417 m	717 m	510 m	760 m
Y	29 m	15 m	20 m	20 m	22 m	16 m	15 m	15 m
Zone critique CAT II/III								
X	299 m	449 m	329 m	829 m	567 m	1 267 m	660 m	1 410 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m
Zone sensible CAT II/III								
X	299 m	449 m	429 m	629 m	517 m	767 m	560 m	1 010 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m

Tableau C-2B. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente pour les orientations autres

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres		Aéronefs moyens porteurs		Aéronefs gros porteurs		Aéronefs très gros porteurs	
	H ≤ 6 m		6 m < H ≤ 14 m		14 m < H ≤ 20 m		20 m < H ≤ 25 m	
Type de radiophare alignement de descente	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle
Zone critique CAT I								
X	298 m	191 m	297 m	829 m	444 m	**1 167 m**	591 m	1 360 m
Y	24 m	15 m	**39 m**	**39 m**	**35 m**	**55 m**	**34 m**	**55 m**
Zone sensible CAT I								
X	298 m	394 m	**297 m**	**537 m**	**444 m**	717 m	**541 m**	710 m
Y	24 m	**24 m**	**39 m**	**39 m**	**25 m**	**18 m**	**24 m**	**24 m**
Zone critique CAT II/III								
X	298 m	443 m	**347 m**	829 m	544 m	1 267 m	**672 m**	1 410 m
Y	24 m	25 m	**39 m**	**39 m**	**35 m**	**55 m**	**34 m**	**55 m**
Zone sensible CAT II/III								
X	298 m	445 m	297 m	**829 m**	**528 m**	**817 m**	**610 m**	1 010 m
Y	24 m	24 m	**39 m**	**39 m**	**25 m**	**25 m**	**24 m**	**24 m**

NOTES.—

1. *X_b = 50 m et vaut à la fois pour la zone critique et la zone sensible dans le cas des aéronefs très gros porteurs. Pour les autres aéronefs, X_b = 0 m.*
2. *La catégorie des véhicules terrestres englobe les aéronefs de petite taille. Dans les simulations, la représentation de ces aéronefs et des gros véhicules terrestres est un parallélépipède rectangle de 4 m de haut × 12 m de long × 3 m de large. En fonction des conditions locales, il est possible que les dimensions de la zone critique de catégorie I en particulier puissent être réduites de façon à autoriser les avions au sol et les véhicules à passer directement devant l'antenne d'alignement de descente.*
3. *Des tableaux distincts, C-2A pour les orientations parallèle et perpendiculaire, C-2B pour les autres orientations, ont été établis afin de ne pas pénaliser les circulations sur les voies parallèles à la piste. Pour dériver les dimensions les plus défavorables des zones, on utilisera le plus élevé des chiffres donnés dans les deux tableaux. Les valeurs du tableau C-2B (orientations autres) qui dépassent les valeurs correspondantes dans le tableau C-2A (orientations parallèle et perpendiculaire) sont en caractères gras. L'orientation perpendiculaire considérée dans le tableau C-2A est seulement celle où le nez de l'aéronef pointe vers la piste. L'orientation perpendiculaire où c'est la queue de l'aéronef qui pointe vers la piste relève du tableau C-2B. Pour ce qui est du virage que font les aéronefs pour se mettre dans l'axe de la piste, le tableau C-2B considère les angles de 15, 30, 45, 60 et 75 degrés. Les orientations responsables des plus grandes zones d'interdiction (autrement dit les orientations des aéronefs les plus défavorables parmi celles qui font sortir les signaux des limites de tolérance) ont été dérivées de l'étude du cas d'un A380 avec un réseau d'antennes M. Vu le nombre prohibitif de simulations que demanderait la couverture de toutes les orientations possibles pour toutes les catégories de véhicules sur une grande superficie, l'incidence des orientations les plus défavorables sur les dimensions des zones critique et sensible pourra devoir être vérifiée en fonction de la disposition particulière des voies de circulation.*
4. *La référence adoptée dans les simulations est le pylône de l'antenne d'alignement de descente, considéré implanté à une distance perpendiculaire type de 120 m de l'axe de la piste et à une distance parallèle nominale de 300 m du seuil. Des déports différents de l'antenne par rapport à la piste nécessiteront de décaler en conséquence les zones critique et sensible.*
5. *Le bord de piste le plus proche de l'antenne d'alignement de descente définit la limite intérieure de la zone critique. Le bord éloigné définit la limite intérieure de la zone sensible. Lorsque l'antenne utilisée est du type à référence nulle, cette limite de la zone sensible est à repousser de 50 m du côté opposé de la piste (à partir de l'axe médian de celle-ci) pour les aéronefs gros et très gros porteurs.*
6. *Les choix effectués dans les simulations (position du point de transition) peuvent faire que la zone critique soit plus grande que la zone sensible et que leurs procédures de gestion soient touchées.*
7. *Dans la logique opérationnelle décrite en 2.1.9.4 (pas d'obligation de protéger l'alignement de descente de catégorie I au-dessous de la hauteur de décision) et en observation du fait que, dans les tableaux C-1, C-2A et C-2B, la zone critique de catégorie I est normalement de même étendue ou plus grande que la zone sensible, une protection de la zone sensible de catégorie 1 peut ne pas être nécessaire.*
8. *Les limites définies pour les zones critique et sensible s'appliquent à l'ensemble de l'aéronef (fuselage et voilure).*

2.1.10 *Réduction des coudes et des zones du radiophare d'alignement de piste ayant une différence de taux de modulation (DDM) insuffisante*

2.1.10.1 *Introduction.* En raison d'effets dus à la topographie, il n'est pas toujours possible d'obtenir, au moyen de simples installations ILS normalisées, des alignements de piste suffisamment exempts de coudes ou d'autres irrégularités gênantes. Dans ces cas, il est de loin préférable d'utiliser deux porteuses radioélectriques pour obtenir la couverture standard et les caractéristiques de signal requises. Le § 2.7 donne d'autres éléments indicatifs sur la couverture assurée au moyen de deux porteuses. Si ce moyen ne permet toujours pas d'assurer la couverture standard prescrite, il est possible de réduire le rayonnement dans la direction des objets et d'accepter une augmentation des limites inférieures de couverture verticale comme l'autorise le chapitre 3, § 3.1.3.3.1.

2.1.10.2 *Réduction de la couverture standard du radiophare d'alignement de piste.* Lorsque la couverture est réduite conformément à l'option définie au chapitre 3, § 3.1.3.3.1, il faut veiller à ce que le volume de couverture réduit respecte les altitudes minimales publiées dans la procédure d'approche aux instruments. En outre, les opérations normales de guidage ne devraient pas être interrompues et aucune autorisation d'interception ne devrait être donnée jusqu'à ce que l'aéronef soit dans la zone de couverture publiée. C'est ce qui est parfois appelé le volume de service opérationnel.

2.1.10.2.1 *Considérations opérationnelles – gestion de la circulation aérienne.* Les procédures d'approche aux instruments doivent être conçues de manière à tenir compte de toute réduction de la couverture du radiophare d'alignement de piste autorisée par la norme du chapitre 3, § 3.1.3.3.1, ce qui peut se faire en veillant à ce que la procédure reste dans la zone de couverture du radiophare d'alignement de piste ou en fournissant un autre moyen de navigation. Une bonne partie [au moins 3,7 km (2 NM)] du segment initial doit donc se trouver à l'intérieur de la zone de couverture du radiophare d'alignement de piste. La couverture du radiophare d'alignement de piste doit être disponible suffisamment avant le début de la zone où les contrôleurs donnent habituellement l'autorisation d'approche ou d'interception pour permettre aux pilotes de vérifier l'identification (IDENT) transmise en code morse.

2.1.10.2.2 *Considérations opérationnelles – pilote/aéronef.* Dans le cas des aéronefs équipés de commandes automatiques de vol (AFCS), la couverture du radiophare d'alignement de piste doit être disponible avant le moment où est activé le mode interception AFCS (vol manuel ou automatique) et suffisamment avant le début de la zone où les contrôleurs donnent habituellement l'autorisation d'approche ou d'interception pour permettre la vérification du signal IDENT. Qu'ils utilisent le mode manuel ou l'AFCS, les pilotes vérifient normalement le signal IDENT de l'installation ILS et attendent de recevoir l'autorisation d'approche ou d'interception avant d'armer le mode de mise en virage pour intercepter et capturer le radiophare d'alignement de piste. Le mieux serait que des aides supplémentaires (si elles sont comprises dans la procédure d'approche) permettent au pilote de déterminer la relation entre la position de l'aéronef et l'alignement de piste avant.

2.2 Équipement de réception ILS de bord

2.2.1 Afin d'atteindre les objectifs opérationnels requis, il est nécessaire que les récepteurs de bord respectent les normes de performance définies.

Note.— Les normes de performances opérationnelles minimales applicables aux récepteurs ILS figurent dans les documents DO-195 (1986) de la RTCA et ED-46B (Amendements n°s 1 et 2 compris) de l'EUROCAE pour le radiophare d'alignement de piste, dans les documents DO-143 (1970) de la RTCA et 1/WG 7/70 de l'EUROCAE pour la radioborne, et dans les documents DO-192 (1986) de la RTCA et ED-47B (Amendement n° 1 compris) de l'EUROCAE pour les récepteurs d'alignement de descente.

2.2.2 *Caractéristiques d'insensibilité des systèmes récepteurs de radiophare d'alignement de piste ILS au brouillage causé par des signaux de radiodiffusion FM VHF*

2.2.2.1 En ce qui concerne le chapitre 3, § 3.1.4.2, Note 2, les caractéristiques d'insensibilité qui sont définies doivent être mesurées en regard d'une mesure convenue de dégradation des caractéristiques normales du récepteur et dans des conditions normalisées pour le signal utile d'entrée. Cela est nécessaire pour garantir que les essais sur banc du matériel de réception puissent être effectués par rapport à une série de conditions et de résultats qui peuvent être répétés, et pour faciliter l'approbation ultérieure de ceux-ci. Des essais ont montré que les signaux de brouillage FM peuvent modifier à la fois le guidage d'alignement de piste et le courant du drapeau avertisseur, et que leurs effets varient en fonction de la DDM appliquée pour le signal utile. On trouve de plus amples renseignements à ce sujet dans la Recommandation SM.1140, *Procédures d'essai pour la mesure des caractéristiques des récepteurs du service de radionavigation aéronautique servant à déterminer la compatibilité entre le service de radiodiffusion sonore dans la bande des 87–108 MHz et les services aéronautiques dans la bande des 108–118 MHz*, de l'UIT-R.

2.2.2.2 Une méthode et des formules adoptées d'un commun accord devraient être utilisées pour évaluer les incompatibilités potentielles entre récepteurs répondant aux critères généraux d'insensibilité au brouillage, spécifiés au chapitre 3, § 3.1.4. Ces formules fournissent des éclaircissements sur les caractéristiques d'insensibilité des divers récepteurs contre le brouillage du rayonnement non essentiel (type A1), le brouillage hors bande (type A2), le brouillage de troisième ordre entre deux et trois signaux (type B1) et le brouillage dû à l'encombrement/désensibilisation (type B2). On trouve de plus amples renseignements à ce sujet dans la Recommandation SM. 1009-1, *Compatibilité entre le service de radiodiffusion sonore dans la bande d'environ 87–108 MHz et les services aéronautiques dans la bande 108–137 MHz*, de l'UIT-R.

2.2.3 *Polarisation des antennes d'alignement de piste et d'alignement de descente*

2.2.3.1 Dans les bandes de fréquences de l'alignement de piste et de l'alignement de descente, respectivement, le niveau des signaux à polarisation verticale qui sont captés devant les antennes d'alignement de piste et de descente devrait être inférieur d'au moins 10 dB à celui des signaux à polarisation horizontale qui sont captés dans la même position.

2.3 Situations d'alarme de l'équipement ILS de bord

2.3.1 Dans les conditions idéales, un système d'alarme de récepteur, par exemple un drapeau avertisseur, devrait avertir le pilote lorsqu'il se produit un défaut de fonctionnement inacceptable dans les équipements sol ou embarqués. La mesure dans laquelle cet idéal peut être atteint est indiquée ci-dessous.

2.3.2 C'est la somme des pourcentages des deux modulations qui fait fonctionner le système d'alarme ; par conséquent, la suppression des modulations de l'alignement ILS de la porteuse rayonnée devrait déclencher l'alarme.

2.3.3 Le système d'alarme devrait alerter le pilote et tout autre dispositif embarqué qui utilise les données d'alignement de piste et d'alignement de descente, lorsque l'une des conditions ci-après se présente :

a) absence de tout signal radiofréquence, et absence simultanée de modulation par les fréquences 90 Hz et 150 Hz ;

b) annulation du taux de modulation par la fréquence 90 Hz ou la fréquence 150 Hz, la modulation par l'autre fréquence étant maintenue à son taux normal de 20 % pour l'alignement de piste et de 40 % pour l'alignement de descente.

Note.— Il est prévu que l'alarme d'alignement de piste se déclenche lorsque la modulation par la fréquence 90 Hz ou par la fréquence 150 Hz est réduite à 10 % alors que l'autre est maintenue à son niveau normal de 20 %. Il est prévu que l'alarme d'alignement de descente se déclenche lorsque la modulation par la fréquence 90 Hz ou par la fréquence 150 Hz est réduite à 20 % alors que l'autre est maintenue à son niveau normal de 40 %.

2.3.3.1 L'indication donnée par le système d'alarme devrait être facilement reconnaissable et visible dans toutes les conditions normales du poste de pilotage. Si un drapeau est utilisé, il doit être aussi grand que possible compte tenu des dimensions de l'affichage.

2.4 Éléments indicatifs sur l'implantation, l'angle de site, le réglage et la couverture de l'installation d'alignement de descente

2.4.1 *Écartement latéral.* L'écartement latéral du système d'antenne du radiophare d'alignement de descente par rapport à l'axe de la piste n'est pas normalement inférieur à 120 m (400 ft). En choisissant l'emplacement latéral de l'antenne du radiophare d'alignement de descente, il convient de tenir compte des dispositions pertinentes de l'Annexe 14 relatives aux surfaces de franchissement d'obstacles et aux objets situés sur les bandes des pistes.

2.4.2 *Courbure de l'alignement de descente ILS.* Dans bien des cas, l'alignement de descente ILS est enfermé dans une surface conique ayant pour origine le système d'antenne du radiophare d'alignement de descente. Du fait que l'origine de cette surface conique est située sur le côté de l'axe de la piste, le lieu des points constituant l'alignement de descente dans le plan vertical le long de l'axe de la piste est une hyperbole. Une courbure de l'alignement de descente se produit dans la région du seuil de piste et augmente progressivement jusqu'au point de contact. Pour limiter le degré de courbure, l'antenne d'alignement de descente ne doit pas être située à une trop grande distance latérale de l'axe de la piste.

2.4.3 *Conception des procédures.* Le chapitre 3, § 3.1.5.1, contient des normes et pratiques recommandées sur l'angle de l'alignement de descente et la hauteur du point de repère ILS. La position longitudinale de l'antenne du radiophare d'alignement de descente par rapport au seuil de piste est établie de manière à obtenir l'angle d'alignement de descente et la hauteur de point de repère ILS choisis pour la procédure d'approche de précision conçue pour cette piste. La procédure d'approche de précision peut être modifiée pour satisfaire aux exigences de franchissement des obstacles ou pour tenir compte des contraintes techniques d'implantation de l'antenne d'alignement de descente (par exemple, pistes ou voies de circulation sécantes). Le concepteur de procédures tiendra compte de l'angle d'alignement de descente acceptable, de la hauteur de franchissement du seuil et de la longueur de piste disponible pour le type d'aéronef qui doit utiliser la procédure d'approche de précision.

2.4.4 *Position longitudinale.* En supposant que la surface réfléchissante dans la zone de formation du faisceau se rapproche d'une surface plane avec des pentes latérales et longitudinales appropriées, la position longitudinale requise de l'antenne du radiophare d'alignement de descente est alors fonction du point de repère ILS au-dessus du seuil de piste et de la projection du plan de réflexion de l'alignement de descente le long de l'axe de la piste. Cette situation est décrite graphiquement à la figure C-5. Dans cette figure, la ligne OP est définie par l'intersection entre le plan de réflexion de l'alignement de descente et le plan vertical le long de l'axe de la piste, et le point O est à la même distance longitudinale du seuil que l'antenne d'alignement de descente. Selon la hauteur et l'orientation du plan de réflexion, le point O peut se trouver au-dessus ou au-dessous de la surface de la piste.

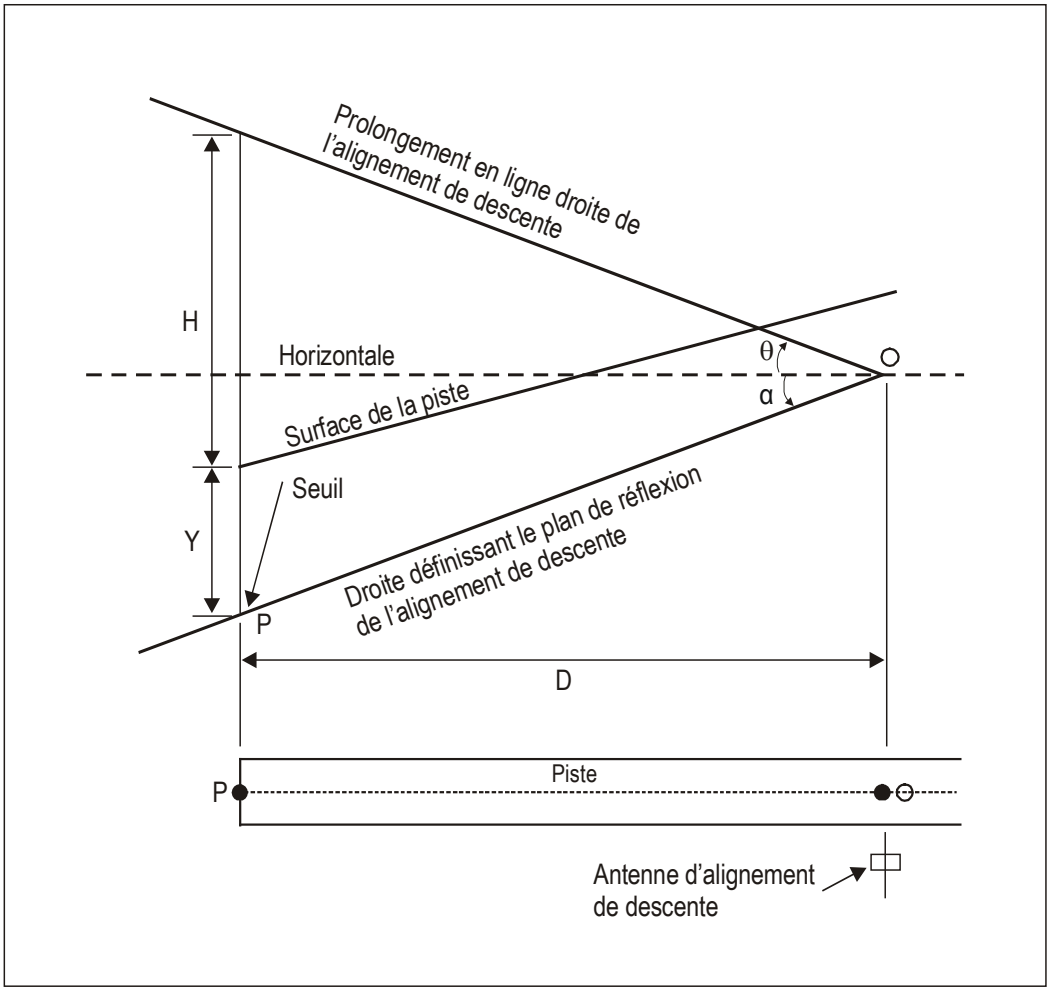


Figure C-5. Implantation du radiophare d'alignement de descente dans le cas d'une piste en pente

Dans le cas d'une surface de réflexion plane, la position longitudinale de l'antenne du radiophare d'alignement de descente est alors calculée comme suit :

$$D = \frac{H + Y}{\text{tg}\,(\theta) + \text{tg}\,(\alpha)}$$

où

D = distance horizontale OP (équivalant à la distance longitudinale entre l'antenne d'alignement de descente et le seuil de la piste) ;

H = hauteur nominale du point de repère ILS au-dessus du seuil de la piste ;

Y = hauteur verticale du seuil de la piste au-dessus de P' ;

θ = angle nominal de l'alignement de descente ;

α = pente longitudinale négative du plan de réflexion de l'alignement de descente.

Note.— Dans la formule ci-dessus, il faut donner à α une valeur positive dans le cas d'une pente négative de l'antenne vers le seuil. Y est positif si le seuil est au-dessus de la ligne d'intersection du plan de réflexion.

2.4.5 Les éléments indicatifs qui précèdent sont fondés sur une approximation de la surface réfléchissante par un plan convenablement orienté. Il faudra peut-être tenir plus rigoureusement compte des caractéristiques d'implantation réelles, telles qu'une pente latérale importante ou une surface de réflexion irrégulière plutôt que plane, pour se rapprocher de l'objectif de calcul de la hauteur du point de repère ILS. Dans les cas difficiles, les prédictions fondées sur des modèles mathématiques des effets des conditions d'implantation peuvent être utiles.

2.4.6 En général, l'alignement de descente présente des irrégularités. L'angle moyen de l'alignement de descente ILS ne peut être déterminé que par des essais en vol, la position moyenne observée de la partie de l'alignement de descente comprise entre les points A et B de l'ILS étant représentée par une droite, et l'angle de l'alignement de descente ILS étant l'angle mesuré entre cette droite et sa projection verticale sur le plan horizontal.

2.4.7 Il importe de noter qu'en faisant la moyenne des irrégularités de l'alignement de descente dans la zone comprise entre la radioborne intermédiaire et le seuil on obtiendra probablement par extrapolation un point de repère effectivement différent du point de repère ILS. Ce point de repère différent que nous appellerons « point de repère ILS obtenu » est de la plus haute importance pour l'exploitation. Le point de repère ILS obtenu ne peut être déterminé que par vérification en vol ; la position moyenne observée de la partie de l'alignement de descente comprise, dans le cas type, entre les points situés à 1 830 m (6 000 ft) et 300 m (1 000 ft) du seuil étant représentée par une ligne droite et celle-ci étant prolongée jusqu'au point d'atterrissage, le point où cette ligne droite prolongée rencontre la verticale du point du seuil situé sur l'axe de la piste est le point de repère ILS obtenu.

Note.— D'autres indications sont données dans le Doc 8071, sur la mesure de l'angle de site de l'alignement de descente et sur le point de repère ILS obtenu.

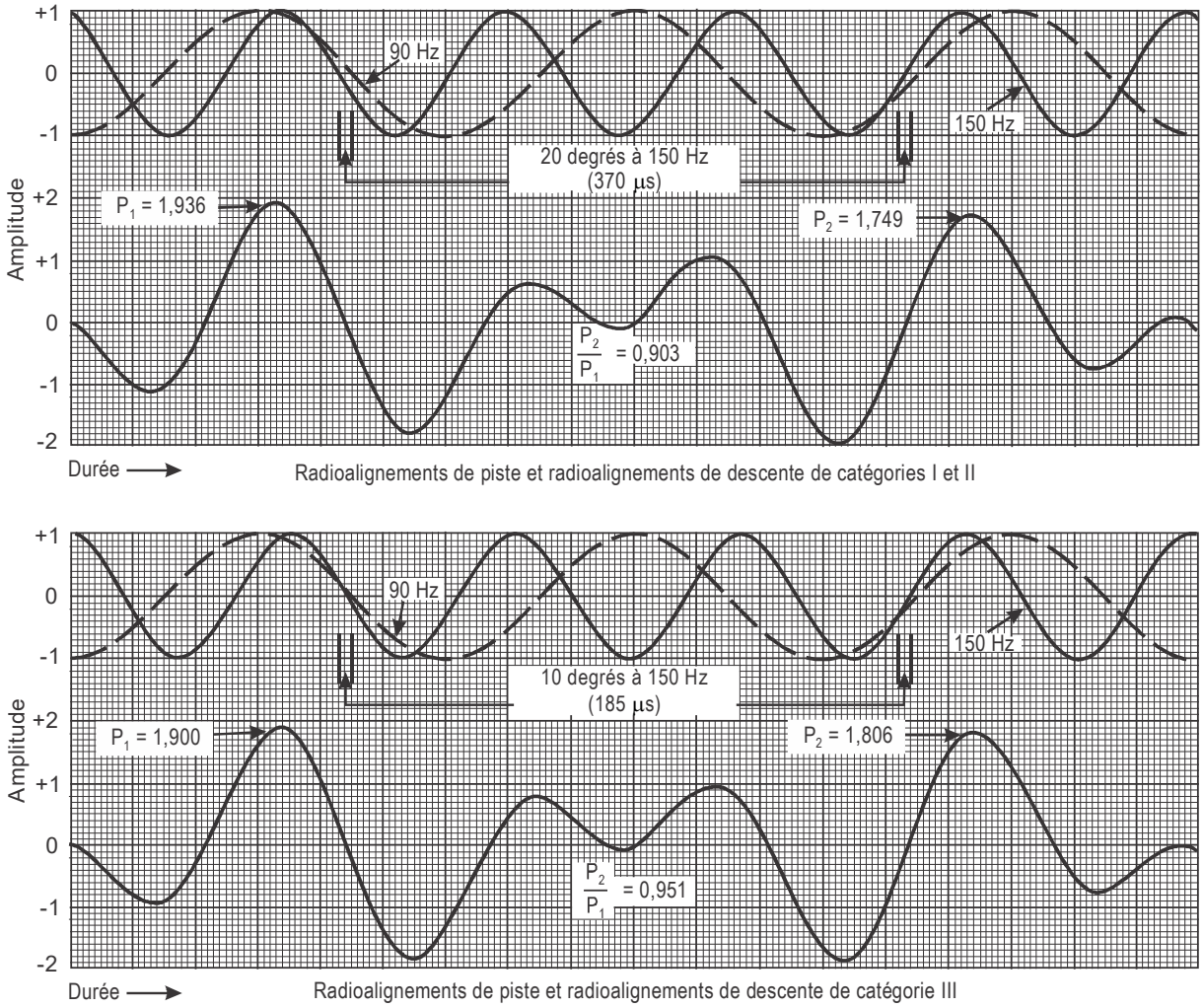
2.4.8 Afin de réduire le brouillage par multitrajets des alignements de descente des installations de catégorie de performances III et d'assouplir les exigences en matière d'implantation et de zones sensibles, il est souhaitable de réduire à une valeur aussi faible que possible, en dehors des limites de couverture en azimut spécifiées au chapitre 3, § 3.1.5.3, les signaux constituant le diagramme de rayonnement horizontal provenant du dispositif d'antenne des radiophares correspondants. Une autre méthode acceptable consiste à faire pivoter en azimut les antennes d'alignement de descente pour les écarter des sources de multitrajets, ce qui réduit le signal rayonné à des angles précis tout en maintenant les limites de couverture en azimut.

2.4.9 Le chapitre 3, § 3.1.5.3.1, indique la zone que devrait couvrir l'alignement de descente pour permettre l'exploitation satisfaisante d'une installation de bord type. Les procédures d'exploitation promulguées pour l'installation doivent être compatibles avec la limite inférieure de cette couverture. Il est courant d'exécuter une descente jusqu'à l'altitude d'interception et de continuer l'approche à cette altitude jusqu'à ce qu'un signal « descendez » soit reçu. Dans certaines circonstances, il peut ne pas être possible d'obtenir à ce point une contre-vérification de la position. L'équipement automatique de commande de vol amorce normalement la descente dès qu'un signal « montez » s'est affaibli jusqu'à moins de 10 μA environ.

2.4.10 Le but visé est donc de fournir un signal « montez » avant l'interception de l'alignement de descente. Même si, dans des circonstances ordinaires, les procédures d'approche sont exécutées de façon que les signaux d'alignement de descente ne soient pas utilisés en dessous de 0,45 θ ou au-delà de 18,5 km (10 NM) de la piste, il est souhaitable de ne pas diffuser dans cette zone des données de guidage erronées. Lorsque les procédures sont telles que le guidage d'alignement de descente peut être utilisé en dessous de 0,45 θ, les précautions nécessaires doivent être prises pour se protéger contre l'émission d'éléments de guidage erronés en dessous de 0,45 θ tant dans les conditions normales qu'en cas de mauvais fonctionnement, afin d'éviter que la descente finale ne soit amorcée en un point incorrect de l'approche. Certaines précautions pourraient être prises pour se protéger contre l'émission d'éléments de guidage erronés ; on pourrait notamment émettre un signal supplémentaire de marge, ainsi qu'il est prévu au chapitre 3, § 3.1.5.2.1, assurer un contrôle de marge distinct et adopter des procédures appropriées d'inspection au sol, d'inspection en vol et de réglage.

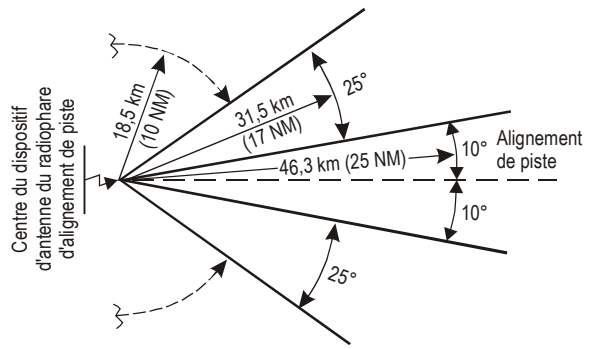
2.4.11 Pour réaliser un contrôle efficace destiné à éviter que, sous la trajectoire, la DDM dépasse la tolérance permise, le contrôle de la variation de la sensibilité d'écart angulaire, qui est prévu au chapitre 3, § 3.1.5.7.1, alinéa e), peut, suivant le système d'antenne utilisé, ne pas être suffisant pour servir aussi à contrôler la marge. Dans certains systèmes, comme, par exemple, ceux qui utilisent des réseaux d'antennes à éléments multiples sans marge supplémentaire, la moindre dégradation de certains signaux d'antenne peut entraîner une modification importante de la marge, avec une dégradation nulle ou insignifiante dans le secteur de l'alignement de descente, comme on peut le voir par le contrôle de la sensibilité d'écart angulaire. Il importe de garantir qu'une alarme de contrôle existe pour toutes les conditions possibles de dégradation des signaux d'antenne et d'émission, qui réduisent la marge jusqu'à une DDM inférieure ou égale à 0,175 dans les limites de la couverture spécifiée au-dessous du secteur d'alignement de descente.

2.5 Schémas
(figures C-6 à C-12 illustrant quelques-unes des normes du chapitre 3)

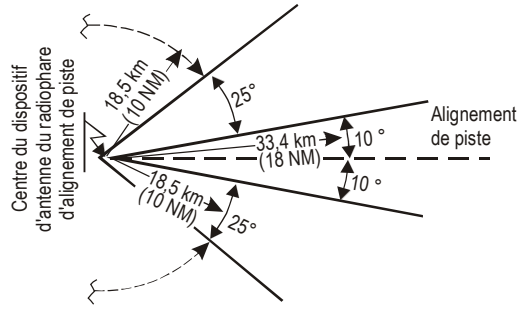


Les graphiques ci-dessus donnent un exemple de méthode qui peut être utilisée pour mesurer le rapport de phase entre les fréquences 90 Hz et 150 Hz. La partie supérieure de chaque graphique montre les formes d'onde individuelles et leur rapport à la limite des différences de phase autorisées par les dispositions du Chapitre 3, § 3.1.3.5.3.3 et 3.1.5.5.3. La partie inférieure des mêmes graphiques montre les formes d'onde combinées telles qu'elles apparaîtraient sur un oscilloscope. En prenant le rapport de P_1 à P_2 qui donne une valeur égale ou inférieure à l'unité, il est possible de déterminer si le rapport de phase se situe à l'intérieur des limites de tolérance. Pour les installations ILS de catégorie de performances I et II, ce rapport devrait être supérieur à 0,903 et, pour la catégorie III, il devrait être supérieur à 0,951.

Figure C-6. Illustration du rapport de phase des fréquences de modulation de 90 Hz et 150 Hz



Lorsque la topographie l'exige ou que les conditions de l'exploitation et les autres installations et services de navigation le permettent, la couverture pourra être assurée comme suit :



Note.— Si la couverture prescrite au Chapitre 3, § 3.1.3.3.1, doit être assurée hors du secteur ±35°, elle devra l'être jusqu'à 18,5 km (10 NM) comme il est indiqué par l'arc de cercle (en tirets) ci-dessus.

Figure C-7A. Couverture en azimut du radiophare d'alignement de piste

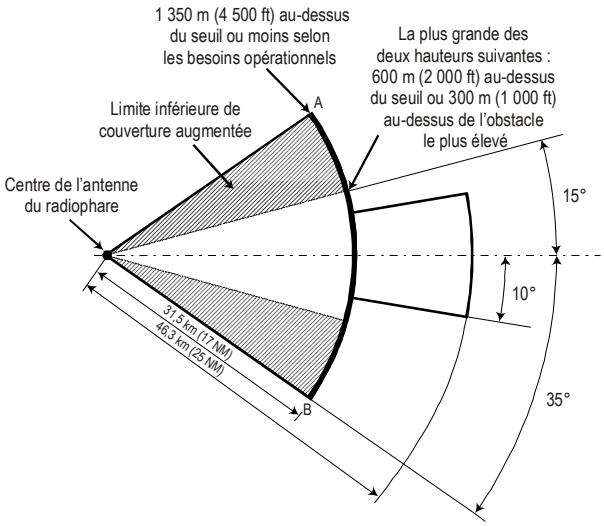
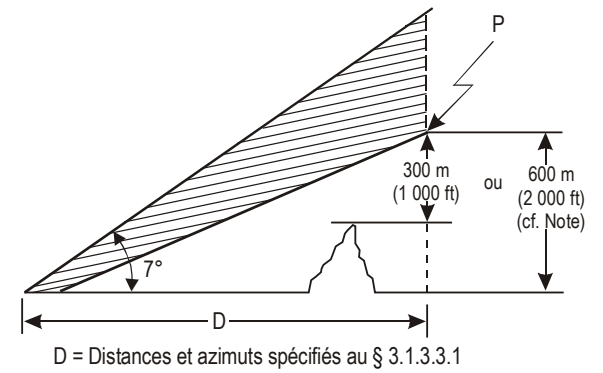


Figure C-7B. Couverture en azimut réduite du radiophare d'alignement de piste



Note.— Le point P est le plus élevé des deux points ci-après : 600 m (2 000 ft) au-dessus du niveau du seuil ou 300 m (1 000 ft) au-dessus du niveau du point le plus élevé des aires d'approche intermédiaire et finale.

Figure C-8A. Couverture en site du radiophare d'alignement de piste

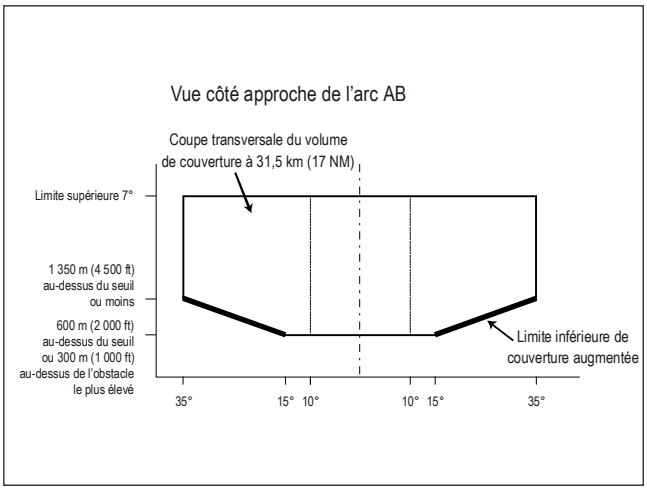


Figure C-8B. Couverture en site réduite du radiophare d'alignement de piste

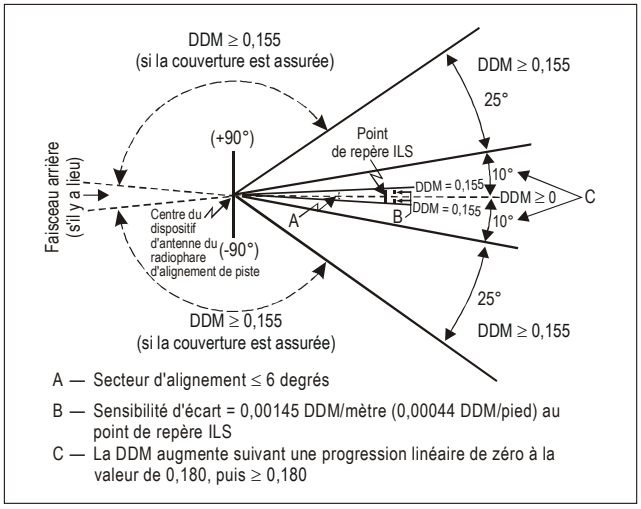


Figure C-9. Différence de modulation (DDM) et sensibilité d'écart

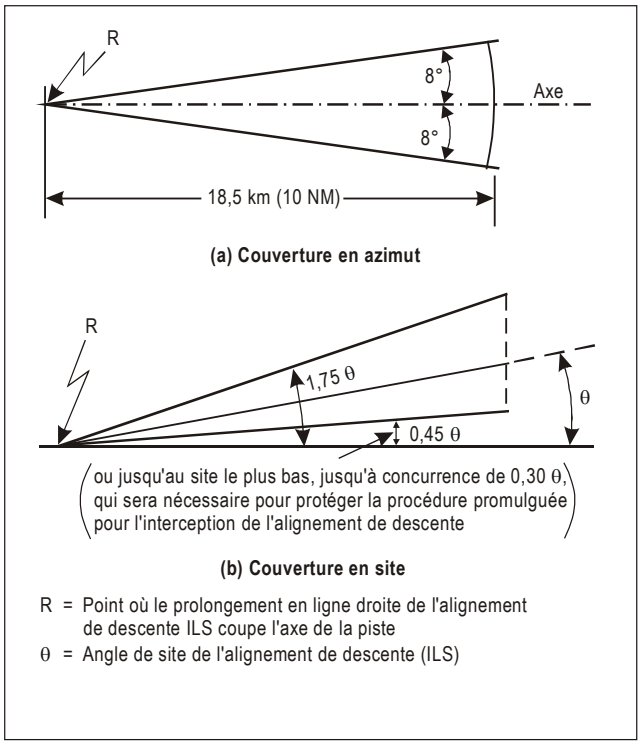


Figure C-10. Couverture du radiophare d'alignement de descente

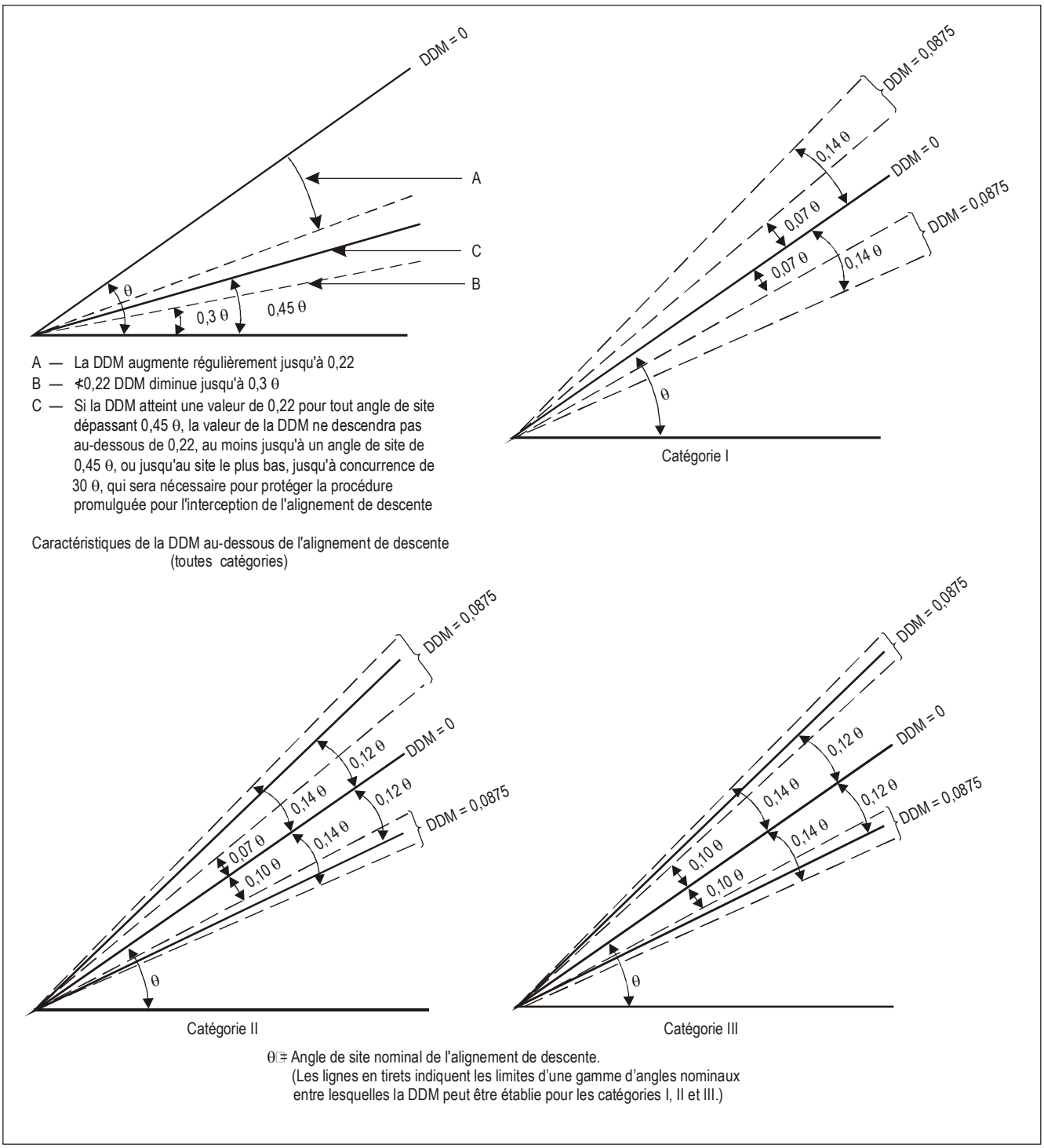


Figure C-11. Alignement de descente – Différence de modulation (DDM)

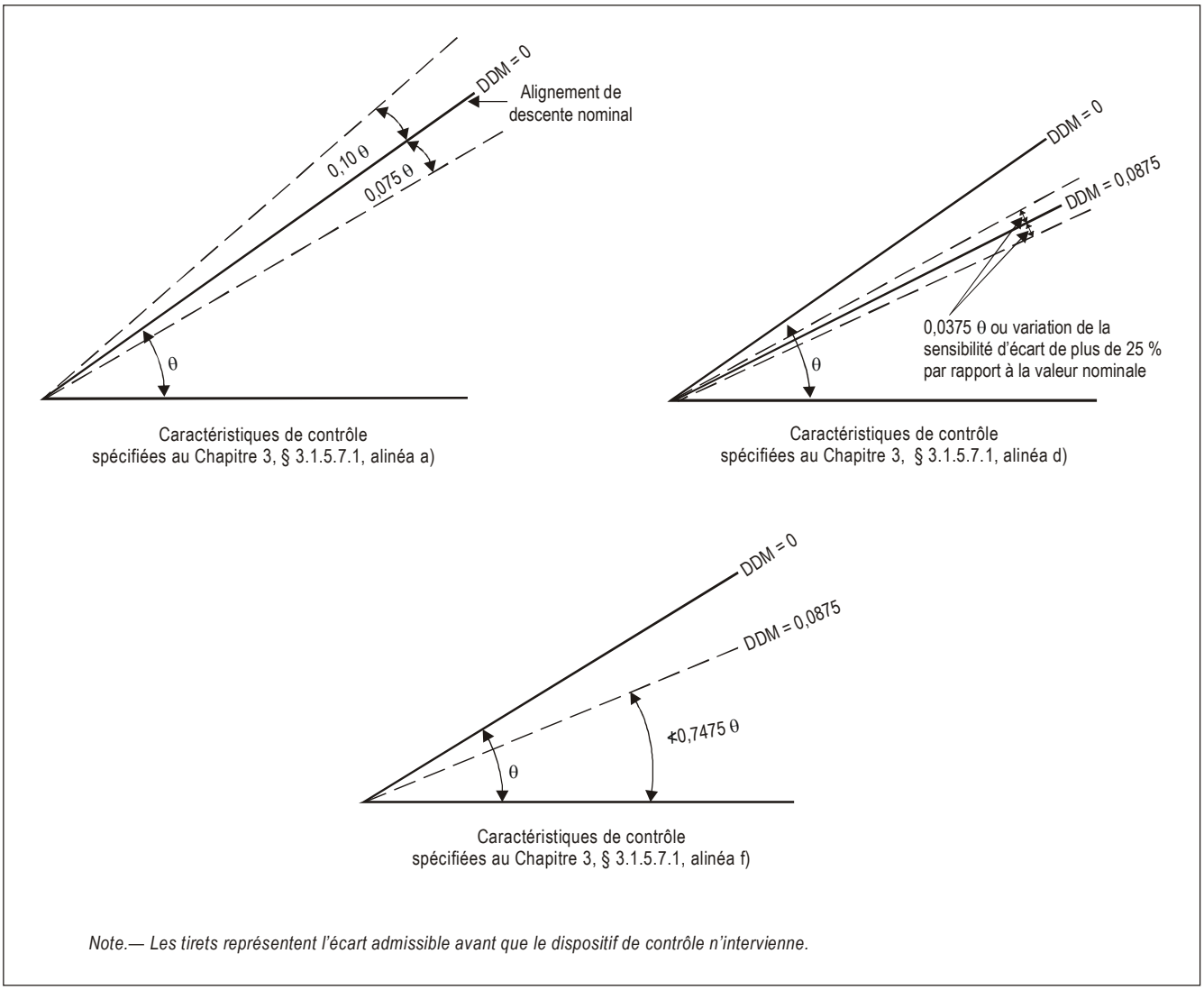


Figure C-12. Caractéristiques du contrôle de l'alignement de descente

2.6 Déploiement des fréquences ILS

2.6.1 En utilisant les valeurs données dans le tableau C-3, il faut noter que ces valeurs visent à assurer une protection contre les brouillages jusqu'à un point situé à la hauteur de protection et à la limite de la portée utile de l'ILS dans la direction du faisceau avant. Si les conditions d'exploitation exigent l'emploi du faisceau arrière, les critères s'appliqueront également jusqu'à un point analogue dans la direction du faisceau arrière. Dans le plan des fréquences, il faudra donc tenir compte de l'azimut de l'alignement de piste. Il convient de souligner qu'il est indispensable d'appliquer les critères à chacun des radiophares d'alignement de piste ; en effet, si l'on considère deux radiophares, le fait que le premier ne brouille pas le second ne garantit pas que le second ne brouille pas le premier.

2.6.2 Les valeurs données dans le tableau C-3 sont fondées sur l'hypothèse que les récepteurs embarqués se trouvent dans un environnement où ils peuvent fonctionner correctement.

Tableau C-3. Distances de séparation requises

	Espacement entre fréquences	Séparation géographique minimale entre la deuxième installation et le point de protection de la première installation [km (NM)]		
		Liste A	Liste B	Liste C
Radioalignement de piste	Canal commun	148 (80)	148 (80)	148 (80)
	50 kHz	—	37 (20)	9 (5)
	100 kHz	65 (35)	9 (5)	0
	150 kHz	—	0	0
	200 kHz	11 (6)	0	0
Radioalignement de descente	Canal commun	93 (50)	93 (50)	93 (50)
	150 kHz	—	20 (11)	2 (1)
	300 kHz	46 (25)	2 (1)	0
	450 kHz	—	0	0
	600 kHz	9 (5)	0	0

La Liste A concerne l'emploi des récepteurs de radioalignement de piste destinés à fonctionner avec un espacement de 200 kHz entre canaux, couplés avec des récepteurs de radioalignement de descente destinés à fonctionner avec un espacement de 600 kHz entre canaux, et utilisables uniquement dans les régions où la densité des installations est faible.

La Liste B concerne l'utilisation des récepteurs de radioalignement de piste destinés à fonctionner avec un espacement de 100 kHz entre canaux, couplés avec des récepteurs de radioalignement de descente destinés à fonctionner avec un espacement de 300 kHz entre canaux.

La Liste C concerne l'utilisation des récepteurs de radioalignement de piste destinés à fonctionner avec un espacement de 50 kHz entre canaux, couplés avec des récepteurs de radioalignement de descente destinés à fonctionner avec un espacement de 150 kHz entre canaux.

Note 1.— Les chiffres ci-dessus se fondent sur l'hypothèse que les points de protection pour le radioalignement de piste sont à 46 km (25 NM) de distance et 1 900 m (6 250 ft) de hauteur et pour le radioalignement de descente ILS, à 18,5 km (10 NM) de distance et 760 m (2 500 ft) de hauteur.

Note 2.— Lorsqu'ils appliqueront les séparations indiquées dans le tableau, les États devront songer à la nécessité d'implanter les installations ILS et VOR de manière à exclure la possibilité qu'une erreur du récepteur de bord soit provoquée par une surcharge due à un trop grand nombre de signaux non désirés pendant les phases d'approche initiale et finale de l'aéronef.

Note 3.— Lorsqu'ils appliqueront les séparations indiquées dans le tableau, les États devront songer à la nécessité d'implanter les installations d'alignement de descente ILS de manière à exclure la possibilité d'indications erronées d'alignement de descente dues à la réception de signaux sur canaux adjacents lorsque, pour une raison quelconque, le signal souhaité cesse d'être émis pendant qu'un aéronef se trouve dans la phase d'approche finale.

2.6.2.1 *Récepteurs d'alignement de piste ILS*

2.6.2.1.1 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 50 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite dépasse de 34 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ;

c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz ;

d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

2.6.2.1.2 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite dépasse de 7 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ;

c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz ;

d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

2.6.2.2 *Récepteurs d'alignement de descente ILS*

2.6.2.2.1 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 150 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) un signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 20 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 150 kHz ;

c) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 40 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 300 kHz.

2.6.2.2.2 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 300 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) un signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite d'alignement de descente ne dépasse pas le signal utile (rapport 0 dB) si les fréquences des deux signaux diffèrent de 150 kHz ;

c) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 20 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 300 kHz ;

d) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 40 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 450 kHz.

2.6.3 Les calculs sont établis en admettant que la protection contre le brouillage du signal utile par le signal nuisible est de 20 dB. Ceci correspond à une perturbation ne dépassant pas 15 μA à la limite de la portée utile de l'ILS.

2.6.4 Dans la mesure où les porteuses du signal utile et du signal nuisible peuvent engendrer une modulation basse fréquence d'hétérodyne, le rapport de protection garantit que les instruments ne souffrent pas. Toutefois, dans les cas où une installation en phonie est utilisée, cette modulation d'hétérodyne peut provoquer un brouillage.

2.6.5 En général, lorsque l'utilisation internationale des systèmes ILS est limitée aux paires de fréquences dont la liste figure au chapitre 3, § 3.1.6.1.1, les critères sont tels que, si l'élément radioalignement de piste y satisfait, l'élément radioalignement de descente y satisfait automatiquement. À certains emplacements encombrés, où il est nécessaire de faire des assignations à la fois dans la première dizaine et dans la deuxième dizaine de paires, il peut être nécessaire de choisir certaines paires sans respecter l'ordre afin d'observer l'espacement géographique minimal du § 2.6.6.

Exemple : Au chapitre 3, § 3.1.6.1.1, au numéro d'ordre 2, la fréquence de radiophare d'alignement de piste 109,9 MHz est appariée à la fréquence de radiophare d'alignement de descente 333,8 MHz. Aux numéros 12 et 19, toutefois, bien qu'un large espacement de fréquences soit prévu par rapport au numéro 2 dans le cas des radiophares d'alignement de piste, les fréquences 334,1 MHz et 333,5 MHz, respectivement, sont assignées aux radiophares d'alignement de descente, les deux étant premiers canaux adjacents (espacement 300 kHz) du canal de radiophare d'alignement de descente numéro 2. Si on limite le choix des canaux ILS ou bien à la première dizaine, ou bien à la deuxième dizaine de paires, alors l'espacement de fréquences minimal des radiophares d'alignement de descente sera de 600 kHz.

2.6.6 *Tableau des distances requises* (voir tableau C-3)

2.6.7 L'application des chiffres du tableau C-3 ne sera valable que dans les limites fixées par les hypothèses notamment : les installations ont un caractère essentiellement non directionnel, leurs puissances rayonnées sont identiques, l'intensité de champ est approximativement proportionnelle à l'angle de site jusqu'à 10°, et l'antenne de l'aéronef est nettement omnidirectionnelle. S'il est nécessaire de déterminer ces espacements avec plus de précision dans les régions où les fréquences sont encombrées, on peut y procéder pour chaque installation en utilisant les courbes de propagation appropriées et en tenant compte des caractéristiques particulières en ce qui concerne la puissance rayonnée et la directivité ainsi que des besoins de l'exploitation en matière de couverture. Lorsque l'on détermine des espacements réduits en tenant compte de la directivité, etc., il convient de procéder autant que possible à des mesures en vol au point de protection de l'ILS et en tous points de la trajectoire d'approche afin d'assurer qu'un rapport de protection d'au moins 20 dB est obtenu dans la pratique.

2.7 Radiophares d'alignement de piste et de descente assurant une couverture au moyen de deux fréquences porteuses

2.7.1 Les radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente peuvent répondre aux spécifications de couverture les concernant en utilisant deux diagrammes de champ de rayonnement, appelés communément diagrammes « d'alignement » et « de marge », qui sont transmis au moyen de fréquences porteuses distinctes espacées à l'intérieur du canal VHF. Le diagramme de champ d'alignement donne des indications précises d'alignement et d'écart et le diagramme de champ de marge, des indications d'écart à des angles au-delà des limites du diagramme d'alignement. La discrimination entre les signaux est assurée, dans les récepteurs de bord, par la capture du signal le plus puissant. L'efficacité de cette capture dépend du type de détecteur utilisé ; toutefois, si le rapport des deux signaux est de l'ordre de 10 dB ou davantage, le signal le plus faible ne cause généralement pas d'erreurs importantes à la sortie, après démodulation. Lorsqu'on utilise des radiophares d'alignement de piste à deux fréquences porteuses, il convient de tenir compte, si l'on veut obtenir les meilleurs résultats à l'intérieur du secteur d'alignement avant, des éléments indicatifs ci-après.

2.7.2 Le radiophare d'alignement de piste devrait être conçu et contrôlé de telle sorte que le rapport des deux signaux émis dans l'espace à l'intérieur du secteur d'alignement avant ne tombe pas au-dessous de 10 dB. Il convient d'accorder une attention particulière à la structure des lobes verticaux produits par les deux systèmes d'antenne et qui peuvent avoir des hauteurs différentes et être séparés l'un de l'autre par une certaine distance, ce qui se traduit par des variations dans le rapport des intensités de signal au cours de l'approche.

2.7.3 En raison de la marge de 6 dB prévue pour l'ondulation du filtre de la bande passante du récepteur, il peut se produire des variations dans la réponse du récepteur du radiophare d'alignement de piste étant donné que la fréquence de couverture est décalée par rapport à la fréquence du rayonnement d'alignement. Afin de réduire cet effet au minimum, en particulier dans le cas des opérations de catégorie III, le rapport signal du rayonnement d'alignement – signal de couverture doit être porté de 10 à 16 dB.

2.7.4 Afin de réduire encore davantage le risque d'erreurs, si le rapport des deux signaux émis tombe au-dessous de 10 dB à l'intérieur du secteur d'alignement avant, la différence d'alignement des diagrammes du champ de rayonnement des deux signaux devrait être maintenue à une valeur aussi faible que possible.

2.7.5 Les radioalignements de descente à deux fréquences porteuses sont utilisés pour former un diagramme composite de champs de rayonnement sur le même canal de fréquences radio. La forme spéciale des antennes et le schéma des courants d'antenne et de la mise en phase peuvent permettre d'implanter des installations de radioalignement de descente à des emplacements où certaines conditions topographiques pourraient rendre difficile l'utilisation d'un système à fréquence unique. À ces emplacements, on peut obtenir une amélioration en réduisant le rayonnement à faible incidence. La deuxième fréquence porteuse est utilisée pour assurer la couverture dans la zone au-dessous du radioalignement de descente.

2.7.6 *Contrôle des systèmes à deux fréquences.* Les spécifications du chapitre 3, § 3.1.3.11.2, alinéa e), et § 3.1.5.7.1, alinéa c), relatives au contrôle des systèmes à deux fréquences précisent que le contrôle est déclenché lorsque la puissance émise est inférieure à 80 % de la normale, mais des baisses allant jusqu'à 50 % de la normale peuvent être admises si certaines spécifications de performance sont respectées.

2.7.6.1 Il peut être difficile de contrôler les émetteurs d'alignement et de marge pour une baisse de puissance de 20 % (environ −1 dB) si le site subit des effets de l'environnement ou d'autres effets tels que des variations de la température ambiante. Les variations de température, par exemple, font varier la puissance de sortie normale de l'émetteur et modifient la perte d'insertion du câble coaxial. Même s'il n'y a pas de défaillance du système d'émission, la limite d'alarme peut parfois être dépassée, ce qui peut compromettre la continuité.

2.7.6.2 La possibilité d'effectuer un contrôle à des baisses de puissance allant jusqu'à 50 % est certes intéressante, mais elle doit être utilisée avec prudence. Contrôler chaque émetteur indépendamment à une baisse de 50 % peut permettre un écart important par rapport au rapport de puissance nominal entre les deux émetteurs si des défaillances non corrélées se produisent, ce qui peut en fait compromettre l'effet de capture dans le récepteur, augmentant ainsi les erreurs de structure ou réduisant les indications de guidage complémentaire.

2.7.6.3 Une solution consiste à utiliser un mode de contrôle qui limite la différence entre la puissance de sortie des émetteurs à environ 1 dB (80 %), tout en permettant une baisse allant jusqu'à 3 dB (50 %) s'ils changent ensemble. Cette méthode offre une plus grande tolérance aux effets de mode commun tels que les changements d'affaiblissement en câble dus à la température et, par conséquent, augmente la continuité du service.

2.8 Intégrité et continuité de service – Équipement ILS au sol

2.8.1 *Introduction*

2.8.1.1 Les éléments ci-après ont pour but de donner des précisions sur les objectifs en matière d'intégrité et de continuité de service de l'équipement sol d'alignement de piste et d'alignement de descente ILS et de fournir des indications sur la conception technique et les caractéristiques de cet équipement. L'intégrité est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef reçoive un guidage erroné au cours de l'approche ; la continuité de service est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef soit privé de signal de guidage pendant les dernières phases de l'approche. L'intégrité et la continuité du service sont l'une et l'autre d'importants facteurs de sécurité pour la phase critique d'approche et d'atterrissage. Du point de vue opérationnel, il faut connaître l'intégrité et la continuité de service pour déterminer l'application opérationnelle qu'un ILS rendrait possible.

2.8.1.2 Il est généralement admis qu'indépendamment de l'objectif opérationnel le taux moyen d'accidents mortels causés pendant l'atterrissage par des pannes ou des défauts du système global (équipement sol, aéronef et pilote) ne devrait pas dépasser 1×10^{-7}. Ce critère est fréquemment appelé « facteur de risque global ».

2.8.1.3 Dans le cas de l'exploitation de catégorie I, c'est au pilote qu'il incombe, pour ainsi dire totalement, de ne pas outrepasser l'objectif ci-dessus. En exploitation de catégorie III, le même objectif doit être respecté mais il doit être inhérent

au système tout entier. Dans ce contexte, il est de la plus haute importance de chercher à obtenir le plus haut degré d'intégrité et de continuité de service de l'équipement au sol.

2.8.1.4 Les spécifications d'intégrité et de continuité du service imposent d'utiliser des systèmes très fiables afin de tenir au minimum toute probabilité de défaillance susceptible d'influer sur l'une quelconque des caractéristiques du signal électromagnétique total. Il est suggéré que les États s'efforcent d'atteindre la fiabilité nécessaire avec une marge aussi grande que le permettront les considérations techniques et économiques. La fiabilité de l'équipement est fonction des conditions fondamentales de construction et d'utilisation. Il convient, dans la construction de l'équipement, de faire appel aux techniques, matériaux et éléments les plus appropriés, et la fabrication devrait faire l'objet d'un contrôle rigoureux. L'équipement devrait être utilisé dans des conditions ambiantes correspondant aux critères adoptés par les fabricants.

2.8.2 *Moyens d'obtenir et de maintenir les niveaux fixés d'intégrité et de continuité de service*

2.8.2.1 Il peut y avoir manque d'intégrité si le rayonnement d'un signal dépassant les limites de tolérances spécifiées n'est pas reconnu par l'équipement de contrôle ou si les circuits de commande ne suppriment pas ce signal imparfait. Ce manque d'intégrité peut représenter un danger s'il entraîne une grave erreur.

2.8.2.2 Il est clair que les pannes cachées ne sont pas toutes également dangereuses pour chaque phase de l'approche. Par exemple, dans les phases critiques de l'approche, une panne qui entraîne de graves erreurs sur la largeur ou sur la position de l'alignement de piste et qui n'est pas détectée revêt une gravité particulière, alors que la situation ne deviendrait pas forcément dangereuse si une variation du taux de modulation ou une perte de marge d'alignement de piste ou de descente et d'identification de radiophare d'alignement de piste passait inaperçue. Quoi qu'il en soit, on s'assurera, lors de l'étude des modes de défaillances, que l'on a bien considéré le cas de toutes les anomalies qui ne peuvent être détectées à coup sûr ni par le système de pilotage automatique, ni par le pilote lui-même.

2.8.2.3 Il importe d'assurer la meilleure protection possible contre les risques de défaillances non détectées du système de contrôle et du système de commande associé. On peut réaliser cette protection grâce à une conception soignée qui ramène à une faible valeur la probabilité de ces défaillances et qui permet des opérations à sécurité intégrée conformes aux normes du chapitre 3, § 3.1.3.11.4 et 3.1.5.7.4, et grâce à une vérification des performances du moniteur, effectuée par la maintenance à des intervalles qui sont déterminés par une analyse de la conception.

2.8.2.4 Une analyse de la conception peut servir à calculer le niveau d'intégrité du système lors d'un atterrissage donné. La formule ci-après s'applique à certains types d'ILS et constitue un exemple de la détermination de l'intégrité du système *(I)* à partir du calcul de la probabilité d'émission d'un rayonnement erroné non détecté *(P)*.

(1) $I = 1 - P$

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2} \text{ lorsque } T_1 < T_2$$

où

I = intégrité

P = probabilité de défaillance simultanée de l'émetteur et du moniteur entraînant un rayonnement erroné non détecté

M_1 = moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) de l'émetteur

M_2 = MTBF du système de contrôle et du système de commande associé

$\frac{1}{\alpha_2}$ = rapport du taux de défaillances du système de contrôle et du système de commande associé entraînant l'incapacité de détecter un signal erroné au taux global de défaillances de ces systèmes

T_1 = intervalle de temps (en heures) entre vérifications consécutives de l'émetteur

T_2 = intervalle de temps (en heures) entre vérifications consécutives du système de contrôle et du système de commande associé.

Lorsque $T_1 \geq T_2$, la vérification du système de contrôle peut aussi être considérée comme une vérification de l'émetteur. Dans ce cas, on a donc : $T_1 = T_2$ et la formule devient :

$$(2) \quad P = \frac{T_2^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

2.8.2.5 Étant donné qu'il est très peu probable qu'une défaillance dangereuse se produise à l'intérieur du système de contrôle ou du système de commande, pour déterminer avec un degré élevé de confiance que le niveau d'intégrité exigé est effectivement obtenu, il faudrait une évaluation dont la durée soit plusieurs fois supérieure à celle que demande la détermination de la MTBF de l'équipement. Une période aussi longue étant inacceptable, le niveau d'intégrité exigé ne peut être prédit que par une analyse de conception rigoureuse de l'équipement.

2.8.2.6 Il faut aussi envisager de protéger l'intégrité du signal électromagnétique contre les détériorations pouvant résulter d'un brouillage radioélectrique d'origine externe dans la bande de fréquences ILS ou contre un re-rayonnement des signaux ILS. Les mesures de protection contre ce re-rayonnement au moyen de zones critiques et de zones sensibles sont indiquées d'une façon générale au § 2.1.9. En ce qui concerne le brouillage radioélectrique, il peut être nécessaire de vérifier périodiquement que le niveau de brouillage ne présente pas de danger.

2.8.2.7 En général, la conception de l'équipement de contrôle repose sur le principe d'un contrôle continu des signaux électromagnétiques rayonnés à des points spécifiques à l'intérieur du volume de couverture, ce contrôle devant permettre de s'assurer qu'ils sont conformes aux normes énoncées au chapitre 3, § 3.1.3.11 et 3.1.5.7. Bien que ce contrôle indique dans une certaine mesure que le signal électromagnétique partout ailleurs dans le volume de couverture se situe également dans les limites de tolérance, cette constatation est largement induite. Il est donc indispensable de procéder périodiquement à des vérifications minutieuses en vol et au sol afin d'assurer l'intégrité du signal électromagnétique dans tout le volume de couverture.

2.8.3 *Réalisation et maintien des niveaux de continuité du service*

2.8.3.1 On devrait utiliser une analyse de conception pour prévoir la MTBF et la continuité du service de l'équipement ILS. Avant l'attribution d'un niveau de continuité du service et la mise en service, il faudrait confirmer la moyenne des temps entre interruptions du service (MTBO) de l'ILS de niveau 2, 3 ou 4 au moyen d'une évaluation en milieu opérationnel, dans laquelle une interruption est définie comme un arrêt imprévu, quel qu'il soit, du signal électromagnétique. Cette évaluation tient compte de l'incidence des facteurs opérationnels : environnement de l'aéroport, conditions météorologiques défavorables, alimentation électrique disponible, qualité et fréquence des interventions de maintenance, etc. La MTBO est liée à la MTBF, mais elle ne lui est pas équivalente car certaines défaillances de l'équipement, telles que la défaillance d'un émetteur entraînant le passage immédiat à un émetteur de secours, ne se traduisent pas nécessairement par une interruption de service. Pour les niveaux 2, 3 ou 4 de continuité du service, la durée d'évaluation devrait être telle qu'elle permette de déterminer le niveau exigé avec un degré élevé de confiance. La méthode d'essai séquentielle permet de démontrer que les normes de continuité sont respectées. Si on utilise cette méthode, les considérations ci-après s'appliquent :

a) le niveau minimal admissible de confiance est de 60 %. Pour atteindre ce niveau, la période d'évaluation doit être plus longue que le nombre d'heures MTBO requis indiqué dans le tableau C-4. En général, les périodes minimales d'évaluation pour les installations nouvelles et ultérieures sont de 1 600, 3 200 et 6 400 heures de fonctionnement pour les niveaux 2, 3 et 4, respectivement. Pour évaluer l'influence saisonnière d'un environnement, il faut en général une période d'évaluation d'un an au minimum pour un nouveau type d'installation dans cet environnement. Il est peut-être possible de réduire cette période dans les cas où l'environnement d'exploitation est bien contrôlé et

similaire à celui d'autres installations éprouvées. Lorsque plusieurs systèmes identiques sont exploités dans des conditions similaires, il est peut-être possible de fonder l'évaluation sur les heures de fonctionnement cumulatives de l'ensemble des systèmes, ce qui donne lieu à une période d'évaluation réduite. Lorsqu'on obtient un niveau de confiance supérieur pour un type d'installation, l'installation ultérieure du même type d'équipement dans des conditions d'exploitation et d'environnement analogues peut faire l'objet de périodes d'évaluation plus courtes ;

b) pendant la période d'évaluation, il faudrait décider pour chaque panne si elle est causée par une défaillance de conception ou par une défaillance d'un composant en raison de son taux normal de défaillance. Les défaillances de conception sont, par exemple, l'utilisation de composants au-delà de leurs spécifications (surchauffe, surcharge électrique, survoltage, etc.). Ces défaillances de conception devraient être traitées de telle façon que la condition d'exploitation soit ramenée à la condition d'exploitation normale du composant ou que ce composant soit remplacé par une pièce se prêtant aux conditions d'exploitation. Si la défaillance de conception est traitée de cette façon, l'évaluation peut se poursuivre et cette panne n'est pas comptée, en supposant qu'il y a une probabilité élevée que cette défaillance de conception ne se reproduira pas. Cela s'applique également aux pannes dues à quelque cause que ce soit que l'on peut atténuer au moyen d'une modification permanente des conditions de fonctionnement.

2.8.3.2 Le niveau de continuité de service attribué à une station donnée ne devrait pas être modifié fréquemment. Une méthode apte à évaluer le comportement d'une installation particulière consiste à faire un relevé et à calculer la MTBO moyenne sur les cinq à huit dernières défaillances de l'équipement. Cela rend la MTBO pour la continuité du service plus appropriée pour l'approche suivante que le calcul de la MTBO sur la durée de vie de l'équipement. Si la continuité de service se détériore, la désignation attribuée doit être abaissée jusqu'à ce qu'il soit possible d'améliorer les performances.

2.8.3.3 *Éléments indicatifs détaillés supplémentaires.* Plusieurs États ont publié des politiques et des procédures relatives à la continuité du service. Les documents suivants contiennent des indications et des renseignements supplémentaires :

a) *European Guidance Material on Continuity of Service Evaluation in Support of the Certification of ILS & MLS Ground Systems,* Doc 012 EUR ;

b) *Instrument Landing System Continuity of Service Requirements and Procedures,* Order 6750.57A, Federal Aviation Administration des États-Unis.

2.8.4 La configuration décrite ci-dessous est un exemple d'architecture redondante susceptible de satisfaire les objectifs d'intégrité et de continuité du service des niveaux 3 et 4. Chaque installation d'alignement de piste et d'alignement de descente est composée de deux émetteurs en fonctionnement continu, dont l'un alimente l'antenne et l'autre – l'émetteur de secours – une charge fictive. Un système de contrôle associé à ces émetteurs remplit les fonctions ci-après :

a) confirmation du bon fonctionnement dans les limites indiquées de l'émetteur principal et de l'aérien par vote majoritaire des moniteurs redondants ;

b) confirmation du fonctionnement de l'équipement de secours.

2.8.4.1 Lorsque le système de contrôle rejette l'un des équipements, le niveau de continuité du service est abaissé, car la probabilité de cessation du rayonnement du signal par suite d'une défaillance de l'autre équipement s'accroît. Cette variation des performances doit être indiquée automatiquement à distance.

2.8.4.2 Des dispositions identiques sont prises pour contrôler le radiophare d'alignement de descente.

2.8.4.3 Pour réduire le brouillage mutuel entre l'émetteur principal et l'émetteur de secours, le niveau de rayonnement parasite de ce dernier se situe à 50 dB au minimum au-dessous du niveau de la fréquence porteuse de l'émetteur principal mesuré sur l'aérien.

2.8.4.4 Dans l'exemple ci-dessus, l'équipement serait conçu de manière que les vérifications du système de contrôle puissent être faites aux intervalles indiqués par le fabricant après analyse au stade de la conception, afin que l'on puisse s'assurer que le niveau d'intégrité est respecté. Ces vérifications, qui peuvent être manuelles ou automatiques, permettent de vérifier le bon fonctionnement du système de contrôle et notamment celui des circuits de commande et du système de commutation. La mise en œuvre d'un dispositif vérifiant automatiquement l'intégrité du moniteur présente l'avantage de ne pas interrompre le service opérationnel assuré par le radiophare d'alignement de piste ou le radiophare d'alignement de descente. Lorsque cette technique est employée, il importe de veiller à ce que la durée totale du cycle de vérification soit suffisamment courte pour ne pas dépasser la durée totale indiquée au chapitre 3, § 3.1.3.11.3 ou 3.1.5.7.3.

2.8.4.5 Pour éviter les interruptions du fonctionnement de l'installation dues à des pannes de la source d'alimentation principale, il faut prévoir des sources d'alimentation de secours telles que des accumulateurs ou des groupes générateurs à fonctionnement continu. Dans ces conditions, l'installation devrait pouvoir continuer à fonctionner pendant la période où un aéronef peut se trouver aux phases critiques de l'approche. La source d'alimentation de secours devrait donc avoir une capacité suffisante pour maintenir l'installation en service pendant au moins deux minutes.

2.8.4.6 Toute défaillance des éléments critiques du système et notamment de la source d'alimentation principale doit déclencher un signal d'avertissement aux points de commande désignés.

2.8.4.7 Afin de réduire la fréquence des défaillances d'un équipement qui fonctionne dans des conditions proches des limites de tolérance, il est utile de concevoir le système de contrôle de manière à déclencher une « pré-alarme » au point de commande désigné lorsque les paramètres contrôlés atteignent une limite égale à une valeur de l'ordre de 75 % de la limite d'alarme par le moniteur.

2.8.4.8 Un dispositif analogue à celui qui est décrit au § 2.8.4, mais sans émetteur redondant, devrait normalement assurer une intégrité et une continuité du service de niveau 2.

2.8.5 Les éléments indicatifs sur les moniteurs d'alignement de piste en champ lointain figurent ci-dessous.

2.8.5.1 Le moniteur en champ lointain est destiné à contrôler l'alignement du faisceau, mais il peut servir également à vérifier la sensibilité de l'alignement de piste. Un moniteur en champ lointain fonctionne indépendamment du moniteur incorporé et du moniteur en champ proche. Son rôle principal est d'assurer une protection contre les risques de réglage erroné de l'alignement de piste ou contre des défauts éventuels du moniteur en champ proche ou du moniteur incorporé. En outre, le système de contrôle en champ lointain renforce l'aptitude du système de contrôle combiné à réagir aux effets d'une modification matérielle des éléments rayonnants ou des variations des caractéristiques de réflexion du sol. D'autre part, les effets des multitrajets et les perturbations dans la zone de piste qui échappent au moniteur en champ proche et au moniteur incorporé, et certains cas de brouillage radio, peuvent être en grande partie contrôlés à l'aide d'un système de contrôle en champ lointain installé autour d'un ou plusieurs récepteurs appropriés disposés sous la trajectoire d'approche.

2.8.5.2 Le moniteur en champ lointain est généralement jugé indispensable pour l'exploitation de catégorie III alors que, pour l'exploitation de catégorie II, il est généralement jugé souhaitable. Dans le cas des installations de catégorie I, aussi, un moniteur en champ lointain a été reconnu utile comme complément du système de contrôle classique.

2.8.5.3 Le signal capté par le moniteur en champ lointain subira de brefs effets de brouillage causés par les mouvements d'aéronefs sur la piste ou à proximité de celle-ci et l'expérience a montré qu'il n'est pas pratique d'utiliser le moniteur en champ lointain comme moniteur actif. Lorsqu'il est utilisé comme moniteur passif, il faut adopter des moyens pour réduire au minimum ces effets temporaires de brouillage et réduire l'apparition d'indications de détérioration nuisible ; le § 2.8.5.4 présente certaines méthodes à cet effet. La réaction du moniteur en champ lointain aux effets de brouillage offre la possibilité d'alerter le contrôle de la circulation aérienne lorsque le signal d'alignement de piste est provisoirement perturbé. Toutefois, l'expérience montre que les perturbations causées par les mouvements d'aéronefs peuvent se produire le long de la piste, notamment dans la zone de toucher des roues, et ne sont pas toujours décelées par le moniteur en champ lointain. Il ne faut donc pas admettre a priori que le moniteur en champ lointain peut assurer une surveillance totale des mouvements d'aéronefs sur la piste.

2.8.5.3.1 Le moniteur en champ lointain peut également être utilisé de la manière suivante :

a) on peut l'utiliser dans le cadre de la maintenance, à la place d'un récepteur portatif en champ lointain, pour vérifier le réglage de l'alignement de piste et/ou sa sensibilité d'écart ;

b) on peut s'en servir pour obtenir un enregistrement continu des performances du signal ILS en champ lointain, qui indique la qualité du signal émis et l'ampleur des perturbations du signal.

2.8.5.4 Les méthodes ci-après peuvent être utilisées pour réduire l'apparition d'indications de détérioration nuisible :

a) incorporation d'un retard systématique réglable de 30 à 240 s ;

b) application d'une technique de validation garantissant que seules les indications non influencées par les perturbations transitoires sont transmises au système de commande ;

c) emploi de filtres passe-bas.

2.8.5.5 Un moniteur en champ lointain comprend ordinairement une antenne, un récepteur VHF et des unités de contrôle associées, qui fournissent des indications sur la DDM, la somme de modulation, et le niveau du signal radiofréquence. L'antenne de réception est généralement du type directif qui limite le brouillage, et elle devrait se trouver à la hauteur maximale compatible avec les limites de franchissement d'obstacles. Pour le contrôle de l'alignement de piste, l'antenne est généralement située dans le prolongement de l'axe de la piste. Lorsqu'on veut également contrôler la sensibilité d'écart, un récepteur et un moniteur supplémentaires sont installés de manière que l'antenne soit convenablement placée sur le côté du prolongement de l'axe de la piste. Certains systèmes utilisent plusieurs antennes séparées dans l'espace.

2.9 Sensibilités de déviation des radioalignements de piste et de descente

2.9.1 Bien que certaines sensibilités d'alignement et de déviation des radioalignements de piste et de descente soient spécifiées en fonction du point de repère ILS, ceci ne veut pas dire que la mesure de ces paramètres doit être effectuée en ce point.

2.9.2 Les limites du dispositif de contrôle du radioalignement de piste et les limites de réglage et d'entretien indiquées au chapitre 3, § 3.1.3.7 et 3.1.3.11, sont exprimées en pourcentage des sensibilités de déviation. Ce concept, qui remplace les dispositions des éditions antérieures relatives à l'ouverture angulaire, a été introduit parce que le fonctionnement des systèmes de guidage des aéronefs est directement lié à la sensibilité de déviation. On remarquera que l'ouverture angulaire est inversement proportionnelle à la sensibilité de déviation.

2.10 Implantation des radiobornes ILS

2.10.1 Compte tenu du brouillage entre les radiobornes intérieure et intermédiaire, et de l'intervalle de temps minimal entre les indications lumineuses des radiobornes intérieure et intermédiaire, acceptable sur le plan d'exploitation, la hauteur maximale ainsi indiquée par la radioborne intérieure sera limitée sur le radioalignement de descente ILS à 37 m (120 ft) au-dessus du seuil pour les radiobornes implantées conformément aux tolérances actuelles de l'Annexe 10. Une étude de chaque emplacement permettra de déterminer la hauteur maximale qui peut être indiquée par les radiobornes, en notant que pour un récepteur de bord typique de radioborne, un intervalle de l'ordre de 3 s entre les indications lumineuses des radiobornes intermédiaire et intérieure, pour un avion se déplaçant à une vitesse de 140 kt, constitue l'intervalle minimal acceptable sur le plan de l'exploitation.

2.10.2 Dans le cas des installations ILS desservant des pistes parallèles très rapprochées [espacées, par exemple, de 500 m (1 650 ft)], il est nécessaire de prendre des dispositions spéciales pour assurer l'utilisation satisfaisante des radiobornes. Certains États ont jugé commode d'employer une radioborne extérieure commune aux deux installations ILS.

Cependant, des dispositions spéciales, notamment des diagrammes de rayonnement modifiés, sont nécessaires dans le cas des radiobornes intermédiaires si l'on veut éviter le brouillage mutuel, notamment dans les cas où les seuils sont déplacés longitudinalement les uns par rapport aux autres.

2.11 Utilisation du DME et/ou d'autres aides radio à la navigation normalisées en remplacement de radiobornes ILS

2.11.1 Lorsque le DME est utilisé en remplacement de radiobornes ILS, le DME devrait être implanté sur l'aéroport de manière que l'indication de distance nulle corresponde à un point à proximité de la piste. Si le DME associé avec un ILS est à « zéro décalé », l'installation doit être exclue des solutions RNAV.

2.11.1.1 Afin de réduire l'erreur de triangulation, le DME devrait être implanté de manière que l'angle entre la trajectoire d'approche et la direction du DME aux points où l'indication de distance est nécessaire reste faible, (c'est-à-dire inférieur à 20°).

2.11.1.2 L'utilisation du DME en remplacement de la radioborne intermédiaire suppose que la précision du dispositif DME est d'au moins 0,37 km (0,2 NM), et que le pouvoir de résolution de l'indication de l'équipement de bord permet d'atteindre cette précision.

2.11.1.3 Il n'est pas expressément nécessaire que la fréquence du DME soit appariée à celle du radioalignement de piste lorsque le dispositif est utilisé en remplacement de la radioborne extérieure, mais l'appariement de fréquences est préférable chaque fois que le DME est utilisé en association avec l'ILS afin de simplifier la tâche du pilote et de permettre aux aéronefs équipés de deux récepteurs ILS d'utiliser les deux récepteurs sur le canal ILS.

2.11.1.4 Lorsque la fréquence du DME est appariée à celle du radioalignement de piste, l'identification du transpondeur DME devrait être obtenue au moyen du signal « associé » émis par le radioalignement de piste dont la fréquence est appariée.

2.11.2 À certains endroits, l'autorité compétente peut autoriser l'utilisation d'autres moyens pour fournir les repères indiqués dans les *Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs* (PANS-OPS) (Doc 8168), comme le NDB, le VOR ou le GNSS. Cela peut être utile en particulier aux endroits où le nombre d'aéronefs équipés DME est faible, ou si le DME est hors service.

2.12 Utilisation de moyens de guidage complémentaires en association avec l'ILS

2.12.1 Les avions qui commencent une approche ILS peuvent être aidés par des indications de guidage fournies par d'autres installations à référence au sol telles que le VOR ou le radar de surveillance ou, lorsque ces installations ne peuvent être mises en œuvre, par une radiobalise LF/MF.

2.12.2 Lorsque la transition ne peut être assurée par les installations existantes en route ou dans la région terminale, un VOR convenablement implanté assurera une transition efficace vers l'ILS. À cette fin, le VOR peut être implanté sur l'alignement de piste ou en un point situé à une certaine distance de l'alignement de piste, sous réserve qu'une radiale coupe le radioalignement de piste sous un angle qui permettra des transitions régulières en cas d'autocouplage. Il faudra tenir compte de la distance entre l'emplacement du VOR et le point d'intersection désiré lorsqu'on déterminera la précision de l'interception et l'espace aérien disponible pour prévoir les erreurs d'alignement.

2.12.3 Lorsqu'il est pratiquement impossible de disposer d'un VOR convenablement implanté, la transition vers l'ILS peut être facilitée par une radiobalise LF/MF ou par un radiophare non directionnel (NDB). Pour assurer la transition optimale, cette installation devrait être implantée sur l'alignement de piste, à une distance convenable du seuil.

2.13 Emploi d'installation ILS de catégorie de performances I pour les approches et les atterrissages automatiques dans des conditions de visibilité permettant un contrôle visuel de la manœuvre par le pilote

2.13.1 L'utilisation d'installations ILS de catégorie de performances I de qualité satisfaisante peut être combinée à celle de systèmes de commandes de vol d'un modèle ne reposant pas uniquement sur les informations de guidage fournies par les capteurs ILS, pour les approches et les atterrissages automatiques dans des conditions de visibilité permettant un contrôle visuel de la manœuvre par le pilote.

2.13.2 Afin d'aider les exploitants d'aéronefs à effectuer une première estimation de la valeur des installations ILS pour de telles manœuvres, les États fournisseurs sont encouragés à publier :

a) les différences à tous égards par rapport au chapitre 3, § 3.1 ;

b) le degré de conformité aux dispositions du chapitre 3, § 3.1.3.4 et 3.1.5.4, concernant la structure du faisceau de l'alignement de descente ;

c) la hauteur du point de repère ILS au-dessus du seuil.

2.13.3 Afin d'éviter un brouillage de nature à empêcher l'exécution d'une approche et d'un atterrissage automatiques, il est nécessaire de prendre des dispositions sur place pour protéger dans la mesure du possible les zones critiques et sensibles de l'ILS.

2.14 Classification de l'ILS – Méthode supplémentaire de description de l'ILS destinée à faciliter son utilisation opérationnelle

2.14.1 Le système de classification présenté ci-dessous, utilisé conjointement avec les différentes catégories de performances d'installation actuellement en vigueur, permet de disposer d'une méthode plus complète pour la description d'une installation ILS.

2.14.2 La classification des radiophares d'alignement de piste ILS s'établit à l'aide des trois caractères suivants :

a) I, II ou III : indique la conformité aux installations de catégorie de performances dont il est question dans le chapitre 3, § 3.1.3 ;

b) A, B, C, T, D ou E : désigne le point de l'ILS jusqu'auquel la structure de l'alignement de piste est conforme à la structure indiquée au chapitre 3, § 3.1.3.4.2, à l'exception de la lettre T, qui désigne le seuil de la piste. Les points sont définis au chapitre 3, § 3.1.1 ;

c) 1, 2, 3 ou 4 : indique les niveaux d'intégrité et de continuité du service du radiophare d'alignement de piste. Les niveaux sont définis dans le chapitre 3, § 3.1.3.12, et résumés dans le tableau C-4.

2.14.3 La classification des radiophares d'alignement de descente des installations ILS s'établit à l'aide des trois caractères suivants :

a) I, II ou III : indique la conformité aux installations de catégorie de performances dont il est question dans le chapitre 3, § 3.1.3 et 3.1.5 ;

b) A, B, C ou T: désigne le point de l'ILS jusqu'auquel la structure de l'alignement de descente est conforme à la structure indiquée au chapitre 3, § 3.1.5.4.2, à l'exception de la lettre T, qui désigne le seuil de la piste. Les points sont définis au chapitre 3, § 3.1.1 ;

c) 1, 2, 3 ou 4: indique le niveau d'intégrité et de continuité de service du radiophare d'alignement de descente. Les niveaux sont définis dans le chapitre 3, § 3.1.5.8, et résumés dans le tableau C-4.

2.14.4 *Exemples*

2.14.4.1 À titre d'exemple, on désignerait par II/D/3 la classe du radiophare d'alignement de piste d'une installation de catégorie de performances II conforme aux critères de structure de radioalignement de piste correspondant au radiophare d'alignement de piste d'une installation de catégorie de performances III jusqu'au point D de l'ILS et aux objectifs du niveau 3 d'intégrité et de continuité du service.

Tableau C-4. Intégrité et continuité de service – Objectifs

Niveau	Radioalignement de piste ou radioalignement de descente		
	Intégrité	Continuité du service	MTBO (heures)
1		Non démontrée ou inférieure à ce qui est exigé pour le niveau 2	
2	$1 - 10^{-7}$ pendant un atterrissage quelconque	$1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 s	1 000
3	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pendant un atterrissage quelconque	$1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 s	2 000
4	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ pendant un atterrissage quelconque	$1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 30 s (rad. piste) ou de 15 s (rad. desc.)	4 000 (rad. piste) 2 000 (rad. desc.)

Note.— Pour les systèmes actuellement installés, si le niveau 2 d'intégrité ne peut pas être atteint, ou s'il ne peut pas être calculé facilement, il faut au moins procéder à une analyse détaillée de l'intégrité pour s'assurer de la sûreté intrinsèque du moniteur.

2.14.4.2 À titre d'exemple, on désignerait par I/T/3 la classe du radiophare d'alignement de descente d'une installation de catégorie de performances I conforme aux critères de structure de radioalignement de descente correspondant au radiophare d'alignement de descente d'une installation de catégorie de performances III jusqu'au point T de l'ILS et aux objectifs du niveau 3 d'intégrité et de continuité du service.

2.14.5 Les classes ILS ne s'appliquent qu'aux installations au sol. Pour étudier les catégories opérationnelles, il faut aussi prendre en compte des facteurs additionnels tels que les aptitudes de l'exploitant, la protection des zones critiques et des zones sensibles, les critères relatifs aux procédures et les aides auxiliaires (transmissomètres, feux, etc.).

2.15 Modulation de fréquence et de phase de la porteuse ILS

2.15.1 Outre la modulation MA 90 Hz et 150 Hz désirée des porteuses radioélectriques ILS, une modulation de fréquence (MF) et/ou de phase (MP) non désirée peut exister. Cette modulation non désirée peut causer des erreurs de centrage dans les récepteurs ILS du fait de la détection de pente par ondulation dans la bande passante du filtre de la fréquence intermédiaire (FI).

2.15.2 Pour que cela se produise, la fréquence de la porteuse radioélectrique transposée doit tomber sur une fréquence FI où la bande passante a une pente élevée. La pente convertit les changements de fréquence 90 Hz et 150 Hz non désirés en MA des mêmes fréquences. De même, toute différence dans l'excursion MF entre les composants 90 Hz et 150 Hz non désirés est convertie en DDM, qui produit alors un décalage dans le récepteur. Ce mécanisme est identique pour la MP

comme pour la MF, étant donné que la MP produit un changement de fréquence égal au changement de phase (radians) multiplié par la fréquence de modulation.

2.15.3 L'effet de la MF et/ou MP non désirée est additionné par addition vectorielle à la MA désirée. La MF détectée est soit en phase soit en opposition de phase avec la MA, selon que la pente de la bande passante à la FI de la porteuse est positive ou négative. La MP détectée est en quadrature avec la MA, et peut aussi être positive ou négative selon la pente de la bande passante.

2.15.4 La MF et/ou la MP non désirée provenant de fréquences autres que 90 Hz et 150 Hz, mais passant par les filtres de tonalité de 90 Hz et 150 Hz du récepteur, peut également causer des changements de la modulation MA 90 Hz et 150 Hz désirée de la porteuse radioélectrique ILS, se traduisant par une erreur de décalage DDM dans le récepteur. Il est donc essentiel que lorsque l'on mesure les niveaux de la MF et de la MP non désirées, on utilise des filtres de bande passante d'audiofréquence dont la bande passante est au moins aussi large que celle des filtres de tonalité des récepteurs ILS. Ces filtres sont en général insérés dans un équipement commercial d'essai de comptage de la modulation entre les circuits de démodulation et de comptage, pour faire en sorte que seuls les composants spectraux intéressant les applications ILS soient mesurés. Pour norm aliser ces mesures, les caractéristiques du filtre recommandées sont indiquées ci-dessous :

Fréquence (Hz)	*Atténuation du filtre de la bande passante 90 Hz, dB*	*Atténuation du filtre de la bande passante 150 Hz, dB*
≤45	–10	–16
85	–0,5	(pas de spécification)
90	0	–14
95	–0,5	(pas de spécification)
142	(pas de spécification)	–0,5
150	–14	0
158	(pas de spécification)	–0,5
≥300	–16	–10

2.15.5 Les limites maximales préférées, indiquées ci-dessous, sont tirées des limites d'erreur de centrage du récepteur ILS spécifiées dans les documents EUROCAE ED-46B et ED-47B, basées sur la plus mauvaise corrélation observée jusqu'à présent entre les niveaux de modulation non désirée et les erreurs de centrage.

Type d'installation	*Excursion de crête 90 Hz, MF Hz/MP radians (Note 1)*	*Excursion de crête 150 Hz, MF Hz/MP radians (Note 2)*	*Différence d'excursion, Hz (Note 3)*
Radiophare d'alignement de piste, Cat I	135/1,5	135/0,9	45
Radiophare d'alignement de piste, Cat II	60/0,66	60/0,4	20
Radiophare d'alignement de piste, Cat III	45/0,5	45/0,3	15
Alignement de descente, Cat I	150/1,66	150/1,0	50
Alignement de descente, Cat II ou III	90/1,0	90/0,6	30

Note 1.— Cette colonne s'applique à l'excursion de fréquence maximale ou à l'excursion de crête de la phase mesurées au moyen du filtre de tonalité de 90 Hz spécifié au § 2.15.4.

Note 2.— Cette colonne s'applique à l'excursion de fréquence maximale ou à l'excursion de crête de la phase mesurées au moyen du filtre de tonalité de 150 Hz spécifié au § 2.15.4.

Note 3.— Cette colonne s'applique à la différence dans l'excursion de fréquence maximale entre les mesures séparées de la MF 90 Hz non désirée (ou MP équivalente) et de la MF 150 Hz non désirée (ou MP équivalente) que l'on obtient au moyen des filtres spécifiés au tableau du § 2.15.4. On calcule l'excursion équivalente pour les valeurs MP mesurées de 90 Hz et de 150 Hz en multipliant chaque mesure de la MP de crête en radians par sa fréquence de modulation correspondante en Hz.

3. Indications relatives au VOR/DVOR

3.1 Éléments indicatifs sur la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.) et la couverture des installations VOR/DVOR

Note.— À moins d'indications contraires, tous les éléments indicatifs ci-dessous s'appliquent aux signaux VOR et DVOR.

3.1.1 L'intensité de champ spécifiée au chapitre 3, § 3.3.4.2, est fondée sur les facteurs suivants :

Sensibilité du récepteur de bord	−117 dBW
Perte dans la ligne de transmission, perte par désaccord, variation du diagramme polaire de l'antenne par rapport à une antenne isotrope	+7 dB
Puissance requise à l'antenne	−110 dBW

La puissance requise de −110 dBW est réalisée à 118 MHz avec une densité de puissance de −107 dBW/m^2. Cette intensité équivaut à 90 µV/m, c'est-à-dire à +39 dB par rapport à 1 µV/m.

Note.— La densité de puissance, dans le cas d'une antenne isotrope, peut être calculée de la manière suivante :

$$P_d = P_a - 10 \log \frac{\lambda^2}{4\pi}$$

où

P_d = *densité de puissance, en dBW/m^2*

P_a = *puissance au point de réception, en dBW*

λ = *longueur d'onde, en mètres.*

3.1.2 La figure C-13 donne la p.i.r.e. nécessaire pour réaliser une intensité de champ de 90 µV/m (–107 dBW/m^2). L'intensité de champ est directement proportionnelle au diagramme de rayonnement en site de l'antenne. Les diagrammes de rayonnement réels des antennes dépendent de plusieurs facteurs tels que la hauteur du centre de phase de l'antenne au-dessus du niveau du sol (AGL), de la rugosité du sol, de la forme du relief et de la conductivité du sol ainsi que du contrepoids. Cependant, une valeur prudente est fournie pour tenir compte de la p.i.r.e. la plus faible dans les espaces entre les lobes du diagramme réel de l'antenne de site. Lorsque des données système plus précises sont disponibles, une estimation plus précise de la distance est admissible. Le *Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique – Énoncés de politique approuvés de l'OACI* (Doc 9718) donne d'autres indications à ce sujet.

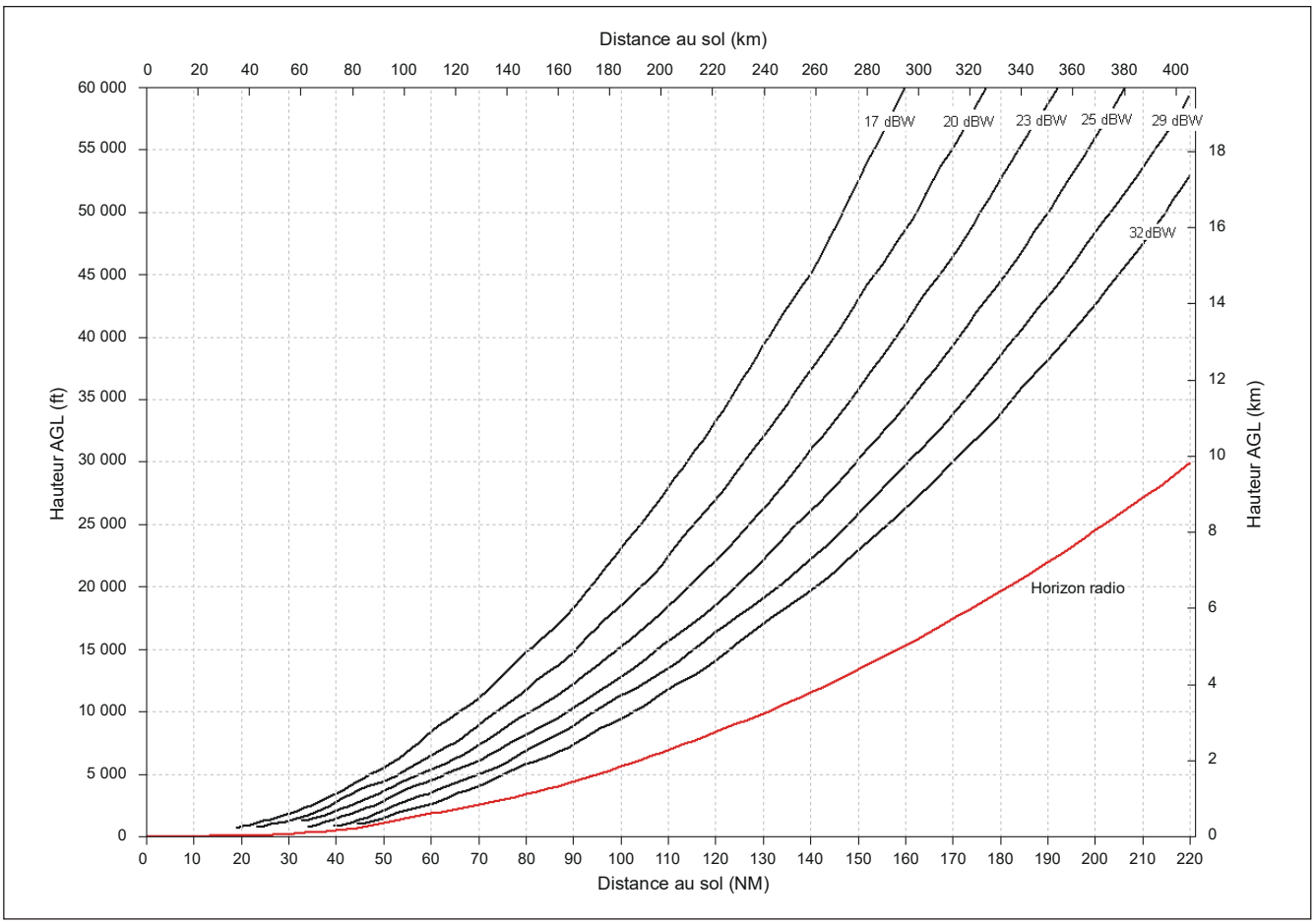


Figure C-13. P.i.r.e. nécessaire pour obtenir une intensité de champ de 90 microvolts par mètre (−107 dBW/m^2) en fonction de la hauteur au-dessus du VOR/DVOR et de la distance par rapport au VOR/DVOR

Note 1.— Les courbes sont basées sur le modèle de propagation IF-77 avec un rayon terrestre de 4/3 confirmé par des mesures.

Note 2.— Dans les indications fournies, la hauteur du contrepoids du VOR/DVOR au-dessus du niveau du sol (AGL) qui définit le diagramme d'antenne est théoriquement établie à 3 m (10 ft) AGL au-dessus d'un terrain plat. L'effet d'écran du terrain réduira la distance qui peut être obtenue.

Note 3.— La puissance émise nécessaire à la réalisation de la p.i.r.e. indiquée dépend du gain de l'antenne émettrice et des pertes dans le câble. Par exemple, une p.i.r.e. de 25 dBW peut être obtenue par un VOR avec une puissance de sortie de 100 W, une perte dans le câble de 1 dB et un gain d'antenne de 6 dBi.

3.2 Indications relatives à l'implantation du VOR

3.2.1 Le VOR est sensible aux perturbations provoquées par les multitrajets dus au terrain environnant, aux bâtiments, aux arbres et aux lignes électriques. Il faut donc en tenir compte lors du choix de l'emplacement d'une nouvelle installation ou de l'examen de l'acceptabilité des projets de construction au voisinage d'emplacements existants. Le VOR Doppler résiste

mieux aux perturbations par multitrajets que le VOR classique et peut être utilisé pour obtenir des performances acceptables dans les emplacements où les multitrajets sont plus nombreux.

Note.— Le document ED-52 (Amendement nº 1 compris) de l'EUROCAE, la directive 6820.10 de la Federal Aviation Administration des États-Unis et le Doc EUR 015 (première édition) donnent des éléments indicatifs sur l'implantation du VOR.

3.2.2 L'incidence des parcs éoliens sur les VOR représente un problème croissant dans de nombreux États en raison de l'intérêt de plus en plus grand porté aux sources d'énergie de remplacement. Cette incidence est difficile à évaluer pour plusieurs raisons, notamment :

a) l'effet cumulatif d'un groupe d'éoliennes peut être inacceptable même si l'effet de chaque éolienne peut être acceptable isolément ;

b) les erreurs les plus défavorables peuvent se produire lorsque les pales des hélices sont au repos (en raison de vitesses trop fortes ou trop faibles du vent). L'erreur réelle est fonction de l'orientation de l'éolienne et de la position des pales lorsqu'elles sont au repos ;

c) il est probable que les erreurs les plus défavorables se produiront à la limite de la couverture et à de faibles angles de site ;

d) en raison des facteurs indiqués ci-dessus, il est peu probable que les erreurs les plus défavorables puissent être confirmées par des inspections en vol.

3.2.3 Les simulations par ordinateur peuvent être utilisées pour évaluer l'effet des parcs éoliens sur les VOR en utilisant les hypothèses les plus défavorables indiquées ci-dessus.

3.3 [Réservé]

3.4 Critères d'espacement géographique des installations VOR

3.4.1 En utilisant les valeurs données dans le tableau C-5, il convient de noter qu'elles procèdent des formules adoptées pour des altitudes données. En appliquant ces valeurs, les réunions régionales n'accorderaient une protection que jusqu'à l'altitude et à la distance exigées par l'exploitation et, par application des formules, des critères peuvent être calculés pour une distance ou une altitude quelconque.

3.4.2 Les valeurs données sont calculées en admettant que la réjection effective du canal adjacent par le récepteur de bord est telle que l'atténuation est supérieure à 60 dB pour le canal assignable suivant.

3.4.3 Les valeurs données sont calculées en admettant que la protection contre le brouillage du signal utile par le signal nuisible est de 20 dB, chiffre qui correspond à une erreur de relèvement due au signal nuisible de moins de 1°.

3.4.4 Il est reconnu qu'en cas d'exploitation sur canaux adjacents il existe un espace réduit au voisinage d'une installation VOR à l'intérieur duquel un récepteur de bord utilisant une autre installation VOR peut subir un brouillage. Toutefois, la largeur de cet espace est si faible que la durée du brouillage serait négligeable et, en tout état de cause, il est probable que l'aéronef passerait d'une installation à l'autre.

Tableau C-5. Valeurs d'espacement géographique entre installations fonctionnant sur canal commun

		Installations VOR ayant la même puissance apparente rayonnée		Installations VOR dont la puissance apparente rayonnée accuse un écart de 6 dB				Installations VOR dont la puissance apparente rayonnée diffère de 12 dB			
		Espacement géographique minimal entre installations $2D_1 + \frac{20}{S}$ *si* $D_1 > D_2$ ou $2D_2 + \frac{20}{S}$ *si* $D_2 > D_1$		Espacement géographique minimal entre installations $2D_1 + \frac{20-K}{S}$ *si* $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ ou $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ *si* $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$				Espacement géographique minimal entre installations $2D_1 + \frac{20-K}{S}$ *si* $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ ou $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ *si* $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$			
Altitude m (ft)	S dB/km (NM)	K dB	$\frac{20}{S}$ km (NM)	K dB	$\frac{K}{S}$ km (NM)	$\frac{20-K}{S}$ km (NM)	$\frac{20+K}{S}$ km (NM)	K dB	$\frac{K}{S}$ km (NM)	$\frac{20-K}{S}$ km (NM)	$\frac{20+K}{S}$ km (NM)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1 200 (4 000)	0,32 (0,60)	0	61 (33)	6	19 (10)	43 (23)	80 (43)	12	37 (20)	24 (13)	98 (53)
3 000 (10 000)	0,23 (0,43)	0	87 (47)	6	26 (14)	61 (33)	113 (61)	12	52 (28)	35 (19)	137 (74)
4 500 (15 000)	0,18 (0,34)	0	109 (59)	6	33 (18)	76 (41)	143 (77)	12	67 (36)	44 (24)	174 (94)
6 000 (20 000)	0,15 (0,29)	0	128 (69)	6	39 (21)	89 (48)	167 (90)	12	78 (42)	52 (28)	206 (110)
7 500 (25 000)	0,13 (0,25)	0	148 (80)	6	44 (24)	104 (56)	193 (104)	12	89 (48)	59 (32)	237 (128)
9 000 (30 000)	0,12 (0,23)	0	161 (87)	6	48 (26)	113 (61)	209 (113)	12	96 (52)	65 (35)	258 (139)
12 000 (40 000)	0,10 (0,19)	0	195 (105)	6	59 (32)	135 (73)	254 (137)	12	119 (64)	78 (42)	311 (168)
18 000 (60 000)	0,09 (0,17)	0	219 (118)	6	65 (35)	154 (83)	284 (153)	12	130 (70)	87 (47)	348 (188)

Note.— S, K et le signe de K sont définis au § 3.4.5.

3.4.5 Les formules adoptées pour calculer les espacements géographiques sont les suivantes :

A – *Espacement géographique minimal (canal commun) :*

$$2\,D_1 + \frac{20-K}{S} \text{ km}$$

lorsque $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

ou $$2\,D_2 + \frac{20+K}{S} \text{ km}$$

lorsque $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$

B – *Espacement géographique (canaux adjacents) :*

Co-implantation

$$< \frac{40 - K}{S}$$

emplacements différents

$$> 2D_1 - \frac{40 + K}{S} \text{ km}$$

lorsque $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

ou $$2D_2 - \frac{40 - K}{S} \text{ km}$$

lorsque $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$

C – *Espacement géographique (canaux adjacents)*
(récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux
dans un environnement où l'espacement est de 50 kHz entre canaux)

Si l'on utilise des récepteurs dont la réjection effective globale du canal adjacent ne dépasse pas 26 dB (c'est le cas d'un récepteur conçu pour un espacement de 100 kHz utilisé en présence d'équipement fonctionnant avec un espacement de 50 kHz), il convient de remplacer par des formules pour canaux adjacents ci-dessus, le chiffre 40 par le chiffre 6. Dans ce cas, il ne faut pas employer la formule de co-implantation, étant donné que la protection risque d'être marginale.

Ceci conduit à la formule suivante :

$$> 2D_1 + \frac{6 + K}{S} \text{ km}$$

lorsque $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

ou $$2D_2 - \frac{6 - K}{S} \text{ km}$$

lorsque $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$

Dans les formules ci-dessus :

D_1 et D_2 = distances de service exigées des deux installations (km)

K = rapport de la puissance apparente rayonnée de l'installation de portée D_1 à la puissance apparente rayonnée de l'installation de portée D_2

Note.— Si la puissance apparente rayonnée correspondant à D_2 est la plus élevée, K aura une valeur négative.

S = pente de la courbe représentant le rapport de l'intensité du signal à la distance, pour une altitude constante (dB/km).

3.4.6 Les valeurs données dans le tableau C-5 sont fondées sur l'existence d'un environnement où les récepteurs embarqués peuvent fonctionner correctement.

3.4.6.1 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 50 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite dépasse de 34 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ;

c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz ;

d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

3.4.6.2 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite dépasse de 7 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ;

c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz ;

d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

3.4.7 L'emploi des valeurs données au § 3.4.6 ou d'autres valeurs convenant à des distances et des altitudes utiles différentes suppose que l'on admet les hypothèses fondamentales sur lesquelles repose cette méthode approximative de calcul des espacements ; l'application de ces valeurs ne sera correcte que dans les limites fixées par ces hypothèses. Ces dernières admettent notamment que le taux de variation de l'intensité du signal avec la distance (facteur S), aux différentes altitudes de réception, s'applique seulement au-dessus de l'horizon radio, pour des angles de site au VOR pouvant atteindre environ 5°. Si une détermination plus précise des distances d'espacement est nécessaire dans les régions où il y a encombrement de fréquences, ces distances peuvent être calculées pour chaque installation d'après les courbes de propagation appropriées.

3.4.8 Le déploiement d'un espacement de 50 kHz entre canaux exige l'observation des dispositions du chapitre 3, § 3.3.2.2 et 3.3.5.7, ainsi que de l'Annexe 10, volume V, chapitre 4, § 4.2.4. Lorsque, pendant la période initiale de conversion d'un espacement de 100 kHz entre canaux à un espacement de 50 kHz, il est indispensable, par suite de circonstances particulières, de tenir compte des installations VOR voisines qui ne sont pas conformes aux dispositions du chapitre 3, § 3.3.2.2 et 3.3.5.7, et de l'Annexe 10, volume V, chapitre 4, § 4.2.4, il faudra adopter un espacement géographique plus grand entre ces installations et les nouvelles installations utilisant un espacement de 50 kHz entre canaux afin d'assurer que l'erreur de relèvement due au signal parasite soit inférieure à 1°. Si l'on admet que les niveaux d'harmoniques de la composante à 9 960 Hz de la bande latérale du signal émis par ces installations ne dépassent pas les valeurs suivantes :

9 960 Hz :	0 dB (niveau de référence)
2e harmonique :	–20 dB

3e harmonique : –30 dB
à partir du 4e harmonique : –40 dB

les formules d'espacement du § 3.4.5 ci-dessus devraient être appliquées comme suit :

a) lorsqu'il suffit d'assurer la protection de récepteurs conçus pour un espacement de 50 kHz entre canaux, la valeur de 40 devrait être remplacée par la valeur 20 dans la formule de l'alinéa B – emplacements différents ;

b) lorsqu'il est nécessaire d'assurer la protection de récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux, la formule de l'alinéa A – canal commun, doit être appliquée dans la gamme d'altitudes pour laquelle cette protection est requise.

3.4.9 Lorsqu'il est prévu d'associer des installations DME/N et VOR, comme il est indiqué au chapitre 3, § 3.5.3.3.4, et lorsque ces installations ont le même volume utile, les distances d'espacement géographique des installations sur canaux adjacents ainsi que sur canal commun requise pour le DME sont respectées de façon satisfaisante si l'on applique la distance d'espacement des installations VOR, calculée d'après les indications de cette section, à condition que la distance entre le VOR et le DME ne soit pas supérieure à 600 m (2 000 ft). Un risque de brouillage peut également exister lors de la mise en œuvre de canaux Y du DME, car le brouillage entre deux stations au sol DME espacées de 63 MHz pourrait se produire si la transmission et la réception s'effectuent sur la même fréquence. (Par exemple, des émissions provenant du canal 17 Y pourraient brouiller la réception sur les canaux 80 X et 80 Y.) Afin de prévenir toute désensibilisation du récepteur au sol en raison de ce brouillage, il est nécessaire de prévoir un espacement minimal de 18,5 km (10 NM) entre deux installations.

3.5 Critères d'espacement géographique entre installations VOR et ILS

3.5.1 En utilisant les valeurs des § 3.5.3.1 et de 3.5.3.2, ne pas oublier qu'elles reposent sur les hypothèses suivantes :

a) les caractéristiques du récepteur d'alignement de piste sont celles indiquées au § 2.6.2, et les caractéristiques du récepteur VOR sont celles indiquées au § 3.4.2 ;

b) le rapport de protection, pour le système ILS et pour le système VOR, est de 20 dB, conformément aux dispositions des § 2.6.3 et 3.4.3 respectivement ;

c) le point de protection de l'ILS est à une distance utile de 46,25 km (25 NM) dans la direction d'utilisation et à une altitude de 1 900 m (6 250 ft).

Note.— À présent qu'il existe des antennes de radioalignement de piste ILS très directives, le point de protection le plus critique ne sera pas situé dans le prolongement de l'axe de piste. Avec les antennes directives, les points de protection critiques se trouvent à une distance maximale, à ±10° ou ±35° de cet axe. La protection de ces points devrait être examinée lors du processus d'assignation des fréquences.

3.5.2 Bien que les installations VOR et ILS internationales ne fonctionnent pas sur la même fréquence, il se pourrait qu'une installation VOR internationale fonctionne à titre temporaire sur la même fréquence qu'une installation ILS nationale et sur une base comparable. C'est pourquoi des indications sont données non seulement au sujet de la séparation géographique nécessaire entre installations VOR et ILS fonctionnant sur des canaux espacés de 50 kHz ou de 100 kHz, mais aussi au sujet des installations fonctionnant sur le même canal.

3.5.3 Compte tenu des différentes caractéristiques d'utilisation des deux équipements, les critères d'espacement géographique minimal entre VOR et ILS pour éviter tout brouillage nuisible sont indiqués séparément pour chaque installation s'il y a lieu.

3.5.3.1 *Fonctionnement sur le même canal*

a) La protection du système ILS exige qu'un VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) ne soit pas situé à moins de 148 km (80 NM) du point de protection ILS.

b) En supposant qu'un VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) doive être protégé à une distance utile de 46,25 km (25 NM) et à une altitude de 3 000 m (10 000 ft), la protection du système VOR exige que l'ILS ne soit pas situé à moins de 148 km (80 NM) du VOR.

c) S'il faut protéger le VOR à 92,5 km (50 NM) et 6 000 m (20 000 ft) par exemple, l'ILS ne doit pas être situé à moins de 250 km (135 NM) du VOR.

3.5.3.2 *Fonctionnement sur canaux adjacents.* La protection du système VOR est effectivement assurée sans espacement géographique entre les installations. Toutefois :

a) dans le cas d'un récepteur d'alignement de piste conçu en vue d'un espacement de 100 kHz entre les canaux et utilisé dans une région où les assignations aux aides à la navigation sont espacées de 100 kHz, la protection du système ILS exige que le VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) ne soit pas situé à moins de 9,3 km (5 NM) du point de protection ILS ;

b) dans le cas d'un récepteur d'alignement de piste conçu en vue d'un espacement de 100 kHz entre les canaux et utilisé dans une région où les assignations aux aides à la navigation sont espacées de 50 kHz, la protection du système ILS exige que le VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) ne soit pas situé à moins de 79,6 km (43 NM) du point de protection ILS.

3.5.4 L'emploi des valeurs données au § 3.5.3 ou d'autres valeurs convenant à des distances et des altitudes utiles différentes suppose que l'on admet les hypothèses fondamentales sur lesquelles repose cette méthode approximative de calcul des espacements ; l'application de ces valeurs ne sera correcte que dans les limites fixées par ces hypothèses. Si une détermination plus précise des distances d'espacement est nécessaire dans les régions où il y a encombrement de fréquences, ces distances peuvent être calculées pour chaque installation d'après les courbes de propagation appropriées.

3.5.5 La protection du système ILS contre le brouillage du VOR est nécessaire lorsque l'installation VOR est située à proximité d'une trajectoire d'approche ILS. En pareil cas, pour éviter la perturbation des signaux de sortie du récepteur ILS par suite d'effets possibles de transmodulation, il convient d'utiliser un espacement de fréquences approprié entre les canaux ILS et VOR. L'espacement des fréquences sera fonction du rapport entre les densités de champ du VOR et de l'ILS, et des caractéristiques de l'installation de bord.

3.6 Fonction réception

3.6.1 *Sensibilité.* Il est recommandé que, après avoir tenu compte comme il convient du désaccord du feeder de bord, de la perte par atténuation et de la variation du diagramme de rayonnement polaire de l'antenne, la sensibilité de la fonction réception soit suffisante pour obtenir, dans un nombre élevé de cas, un signal de sortie ayant la précision spécifiée au § 3.6.2 avec un signal ayant une intensité de champ de 90 µV/m ou –107 dBW/m^2.

3.6.2 *Précision.* La proportion attribuable à l'installation de bord ne devrait pas dépasser ±3° avec une probabilité de 95 %.

Note 1.— L'évaluation de la proportion d'erreur attribuable au récepteur ne doit pas nécessairement tenir compte :

1) des tolérances des composantes de modulation de l'installation VOR au sol, telles qu'elles sont définies dans le chapitre 3, § 3.3.5 ;

2) de la variation du niveau de signal et de la fréquence porteuse de l'installation VOR au sol ;

3) des effets des signaux inutiles VOR et ILS.

Note 2.— On estime que l'installation VOR de bord ne comporte pas d'éléments spéciaux qui pourraient permettre de traiter les données VOR à bord de l'aéronef mais qui risquent d'ajouter leurs propres erreurs [notamment indicateur radiomagnétique (RMI)].

3.6.3 *Fonctionnement du dispositif avertisseur.* Dans les conditions idéales, le dispositif avertisseur devrait avertir le pilote lorsque le matériel au sol ou le matériel de bord est dans un état de fonctionnement inacceptable. La mesure dans laquelle cet idéal peut être atteint est indiquée ci-après.

3.6.3.1 C'est la somme des deux courants qui proviennent des éléments 30 Hz et 9 960 Hz de la composante de relèvement du signal VOR qui fait fonctionner l'avertisseur ; il s'ensuit que, si ces éléments sont soustraits de la porteuse rayonnée, les voyants apparaissent. Comme le dispositif de contrôle VOR monté au sol supprime les composantes de relèvement chaque fois que se présente au sol un cas de fonctionnement inacceptable, le fait que le système est inutilisable sera immédiatement signalé à bord de l'aéronef.

3.6.3.2 Le courant qui fait fonctionner l'avertisseur dépend aussi des caractéristiques du contrôle automatique de gain du récepteur de bord et également de tout gain intervenant après le second étage de détection du récepteur. Si donc le voyant ne disparaît totalement qu'au moment où un récepteur de bord correctement réglé reçoit un signal VOR conforme aux caractéristiques de modulation figurant au chapitre 3, § 3.3.5, il s'ensuit que ce voyant apparaîtra lorsque se produira une baisse du gain total du récepteur.

Note.— Sur certains types de récepteur, les fonctions indiquées ci-dessus sont assurées par des dispositifs avertisseurs autres que des voyants mécaniques.

3.6.4 *Sensibilité du récepteur VOR aux signaux VOR et aux signaux d'alignement de piste*

3.6.4.1 Le récepteur doit être conçu de manière à fonctionner correctement dans l'environnement suivant :

a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite dépasse de 34 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ; [Au cours des essais au banc du récepteur, dans ce premier cas de signal parasite sur canal adjacent, on fait varier la fréquence du signal parasite dans la gamme définie par la tolérance combinée de fréquence de la station sol (±9 kHz) et du récepteur.]

c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz ;

d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

Note 1.— Il est reconnu que tous les récepteurs ne remplissent pas actuellement la condition b) mais, à l'avenir, tous les équipements devront être conçus pour la remplir.

Note 2.— Dans certains États, une tolérance moindre est appliquée à la station sol.

3.6.5 *Caractéristiques d'insensibilité des systèmes récepteurs VOR au brouillage causé par des signaux de radiodiffusion FM VHF*

3.6.5.1 En ce qui concerne le chapitre 3, § 3.3.8, les caractéristiques d'immunité qui sont définies doivent être mesurées en regard d'une mesure convenue de dégradation des caractéristiques normales du récepteur et dans des conditions normalisées pour le signal utile d'entrée. Cela est nécessaire pour garantir que la vérification du matériel d'épreuve au banc d'essai peut être effectuée par rapport à une série de conditions et de résultats qui peuvent être répétés, et pour faciliter l'approbation ultérieure de ceux-ci. On trouve de plus amples renseignements à ce sujet dans la Recommandation SM.1140, *Procédures d'essai pour la mesure des caractéristiques des récepteurs du service de radionavigation aéronautique servant à déterminer la compatibilité entre le service de radiodiffusion sonore dans la bande des 87–108 MHz et les services aéronautiques dans la bande des 108–118 MHz*, de l'UIT-R.

Note.— Les MOPS sur le récepteur VOR (DO-196 de la RTCA et ED-22B de l'EUROCAE) contiennent aussi des procédures d'essai du récepteur.

3.6.5.2 Des formules adoptées d'un commun accord devraient être utilisées pour évaluer les incompatibilités potentielles entre récepteurs répondant aux critères généraux d'insensibilité au brouillage, spécifiés au chapitre 3, § 3.3.8. Ces formules fourniront des éclaircissements sur les caractéristiques d'insensibilité des divers récepteurs contre le brouillage du rayonnement non essentiel (type A1), le brouillage hors bande (type A2), le brouillage de troisième ordre entre deux et trois signaux (type B1) et le brouillage dû à l'encombrement/désensibilisation (type B2). On trouve de plus amples renseignements à ce sujet dans la Recommandation IS.1009-1, *Compatibilité entre le service de radiodiffusion sonore dans la bande d'environ 87–108 MHz et les services aéronautiques dans la bande 108–137 MHz*, de l'UIT-R.

3.7 Précision du système VOR

Note.— Des éléments indicatifs sur la détermination des valeurs de performances du système VOR figurent également dans l'Annexe 11, supplément A.

3.7.1 *Objet.* Les éléments indicatifs qui suivent sont destinés à faciliter l'utilisation des systèmes VOR. Ils n'ont pas pour objet de représenter des normes d'espacement latéral ou des marges minimales de franchissement d'obstacles, bien qu'ils puissent fournir toutefois un point de départ en vue de leur détermination. L'établissement de normes d'espacement ou de marges minimales de franchissement d'obstacles tiendra nécessairement compte de nombreux facteurs dont il n'est pas question dans le texte suivant.

3.7.1.1 Il y a lieu toutefois d'indiquer un chiffre en ce qui concerne la précision d'emploi du système pour servir de guide aux États dans la planification des systèmes VOR.

3.7.2 *Signification des expressions utilisées.* Les expressions suivantes sont utilisées dans le sens indiqué :

a) *Erreur de signal d'axe radial VOR.* Différence entre le relèvement magnétique nominal d'un point mesuré à partir de la station VOR au sol, et le relèvement indiqué par le signal VOR au même point. L'erreur de signal d'axe radial VOR se compose de certains éléments stables (tels que l'erreur de décalage de l'alignement et la plupart des erreurs dues à l'emplacement et au relief) et de certaines erreurs variables aléatoires. L'erreur de signal d'axe radial VOR est associée uniquement à la station au sol et exclut tout autre facteur d'erreur, comme l'erreur d'équipement de bord et l'élément pilotage.

b) *Erreur de variabilité d'axe radial VOR.* Partie de l'erreur de signal d'axe radial VOR dont on peut prévoir la variation de part et d'autre du restant, essentiellement constant, de cette erreur. L'erreur de variabilité d'axe radial est la somme des erreurs variables.

c) *Erreur de décalage d'axe radial VOR.* Partie de l'erreur de signal d'axe radial VOR qui est stable et peut être considérée comme fixe pendant de longues périodes de temps.

d) *Erreur d'équipement VOR de bord.* Erreur attribuable à l'inaptitude de l'équipement de bord à traduire correctement le relèvement contenu dans le signal d'axe radial. Participent à cette erreur le récepteur de bord et les instruments utilisés pour présenter les renseignements en question au pilote.

e) *Erreur globale VOR.* Différence entre le relèvement magnétique réel d'un point mesuré à partir de la station VOR au sol, et le relèvement indiqué par l'équipement VOR de bord de précision déterminée. Plus simplement, c'est l'erreur qui entache les renseignements présentés au pilote, compte tenu non seulement des erreurs de station au sol et de parcours de l'onde, mais de l'erreur attribuable au récepteur VOR de bord et à ses instruments. On emploie l'erreur de signal d'axe radial VOR tout entière, fixe comme variable.

f) *Élément pilotage VOR.* Erreur de navigation VOR imputable au fait que le pilote ne peut pas maintenir, ou ne maintient pas, l'aéronef avec précision, sur l'axe radial ou le relèvement VOR qui lui est indiqué.

g) *Erreur d'emploi du système VOR.* Racine carrée de la somme des carrés de l'erreur globale VOR et de l'élément pilotage. Cette combinaison peut servir à déterminer la probabilité, pour l'aéronef, de demeurer en deçà de limites spécifiées lorsqu'il emploie le VOR.

3.7.3 *Calcul de la précision d'emploi du système VOR*

3.7.3.1 Le calcul de la précision d'emploi du système VOR fait intervenir les éléments d'erreur suivants :

a) *Erreur de signal d'axe radial VOR* (Eg). Cet élément se compose de l'erreur de décalage d'axe radial et de l'erreur de variabilité d'axe radial. Il se calcule en considérant des facteurs tels que le décalage fixe d'axe radial, le contrôle, les effets du relief et les modifications des conditions ambiantes.

b) *Erreur d'équipement de bord VOR* (Ea). Cet élément englobe tous les facteurs qui causent des erreurs dans l'installation de bord VOR. (Il n'est pas tenu compte des erreurs qui proviennent de l'emploi du compas dans certains dispositifs d'affichage VOR.)

c) *Élément pilotage VOR* (Ep). La valeur considérée pour cet élément est celle qui est utilisée dans les PANS-OPS (Doc 8168) en ce qui concerne la tolérance pour le pilote.

Note.— Il existe également une erreur de mesure ; toutefois, on peut estimer que les autres valeurs d'erreur suffisent dans une analyse généralisée des erreurs.

3.7.3.2 Étant donné que les erreurs mentionnées aux alinéas a), b) et c), lorsqu'elles sont considérées sur une base de système (et non en ce qui concerne un axe radial quelconque), sont des variables indépendantes, elles peuvent être combinées en effectuant une somme quadratique lorsque tous les éléments sont affectés du même coefficient de probabilité. Pour les besoins des présentes indications, chaque élément est considéré comme ayant une probabilité de 95 %.

Les formules suivantes ont donc été calculées :

Erreur globale VOR = $\sqrt{Eg^2 + Ea^2}$

Erreur d'emploi du système VOR = $\sqrt{Eg^2 + Ea^2 + Ep^2}$

3.7.3.3 Les exemples suivants permettront de calculer seulement l'erreur d'emploi du système VOR, mais il est également possible de calculer, au besoin, l'erreur globale VOR. Il est possible d'évaluer, au moyen de ces formules, l'incidence de l'amélioration ou de la détérioration d'un ou de plusieurs éléments d'erreur sur le système.

Note.— Il convient de noter que tous les chiffres indiqués pour l'erreur de signal d'axe radial VOR se rapportent à des axes pour lesquels aucune restriction n'a été publiée.

3.7.3.4 Compte tenu des réserves exprimées au § 3.7.1, on estime qu'une précision d'emploi du système VOR de ±5°, sur la base d'une probabilité de 95 %, constitue une valeur convenable que les États pourront utiliser, pour les besoins de la planification, lorsqu'ils étudieront l'application pratique du système VOR (voir néanmoins le § 3.7.3.5). Cette valeur correspond à l'ensemble des erreurs ci-après :

Erreur de signal d'axe radial VOR :

±3° (probabilité de 95 %), valeur facilement réalisée dans la pratique.

Erreur d'équipement de bord VOR :

±3° (probabilité de 95 %), valeur de la caractéristique essentielle de système (voir le § 3.6.2).

Élément pilotage VOR :

±2,5° (probabilité de 95 %), conforme aux PANS-OPS (voir également le § 3.7.3.8).

3.7.3.5 Bien que le chiffre de ±5° (probabilité de 95 %) constitue une valeur utile basée sur une large expérience pratique et qu'un grand nombre d'États l'utilisent, il y a lieu de noter que ce chiffre ne peut être obtenu que si les éléments d'erreur qui le composent demeurent en deçà de certaines tolérances. Il est évident que si les erreurs imputables aux éléments du système VOR sont plus importantes que les valeurs indiquées, l'erreur d'emploi du système VOR qui en résulte sera également plus importante. Inversement, lorsqu'un élément d'erreur, ou tous les éléments d'erreur du système VOR, sont plus faibles que les éléments utilisés dans le calcul ci-dessus, l'erreur d'emploi du système VOR qui en résulte sera également plus faible.

3.7.3.6 Les exemples suivants, qui résultent également de l'expérience pratique, fournissent aux États des indications supplémentaires en matière de planification :

A. *Erreur de signal d'axe radial VOR :*

±3,5° (probabilité de 95 %), utilisée par certains États comme erreur totale de l'installation au sol.

Erreur d'équipement VOR de bord :

±4,2° (probabilité de 95 %), reconnue dans certains États comme valeur de performance minimale pour certaines catégories d'exploitation.

Élément pilotage VOR :

±2,5° (probabilité de 95 %), conforme aux PANS-OPS (voir également le § 3.7.3.8).

Précision d'emploi calculée du système VOR :

±6° (probabilité de 95 %).

B. *Erreur de signal d'axe radial VOR :*

±1,7° (probabilité de 95 %), basée sur de nombreuses mesures effectuées en vol, dans un État, sur un grand nombre d'installations VOR.

Erreur d'équipement VOR de bord :

±2,7° (probabilité de 95 %), obtenue au cours de nombreux vols de compagnies de transport aérien.

Élément pilotage VOR :

±2,5° (probabilité de 95 %), conforme aux PANS-OPS (voir également le § 3.7.3.8).

Précision d'emploi calculée du système VOR :

±4° (probabilité de 95 %).

3.7.3.7 Il est possible de mettre en application le système VOR, d'une manière plus réaliste, en évaluant les erreurs qui se produisent effectivement dans certains cas particuliers plutôt qu'en utilisant des généralisations globales susceptibles de donner des résultats exagérément optimistes ou pessimistes. Il est possible d'utiliser, dans des cas particuliers, une valeur de la précision d'emploi du système inférieure à ±5° si un ou plusieurs éléments d'erreur sont plus faibles que les valeurs utilisées pour obtenir ce chiffre de ±5°. Inversement, il sera nécessaire d'utiliser une valeur de la précision d'emploi du système supérieure à ±5° lorsqu'il est notoire que les axes VOR sont de qualité médiocre ou que des erreurs importantes d'emplacement se produisent, ou pour d'autres raisons. Cependant, il est indispensable d'assortir ce conseil d'un avertissement relatif à l'utilisation de valeurs plus faibles pour des éléments individuels d'erreur du système (par exemple l'erreur de signal d'axe radio VOR) dans l'hypothèse d'une amélioration globale de la précision du système. De nombreux indices montrent que tel n'est pas nécessairement le cas dans certaines circonstances et que des valeurs plus faibles de la précision globale ne devraient pas être appliquées s'il n'est pas autrement confirmé (par observation radar) qu'une amélioration effective des performances globales est bien obtenue.

3.7.3.8 Il y a lieu de noter que, dans les systèmes angulaires comme le VOR, l'erreur due à l'élément pilotage, exprimée sous forme d'angle, sera d'autant plus grande que l'aéronef se rapproche de la source ponctuelle. Ainsi, tandis que la participation de l'erreur de l'installation au sol et de l'erreur d'équipement de bord, exprimées sous forme d'angle, est, à toute fin pratique, constante à toutes les distances, il est nécessaire lorsque l'on considère les valeurs d'ensemble de la précision d'emploi du système, de tenir compte de l'erreur plus importante due à l'élément pilotage qui se produit lorsque l'aéronef se rapproche du VOR. Toutefois, près de l'installation, ces erreurs plus importantes dues à l'élément pilotage n'entraînent pas des écarts latéraux importants par rapport à l'alignement.

3.8 Points de transition pour VOR

Des éléments indicatifs sur l'établissement de points de transition sur les routes ATS définies par VOR figurent dans l'Annexe 11, supplément A.

4. Système radar d'approche de précision

Les figures C-14 à C-18 illustrent quelques-unes des normes et font l'objet du chapitre 3, § 3.2.

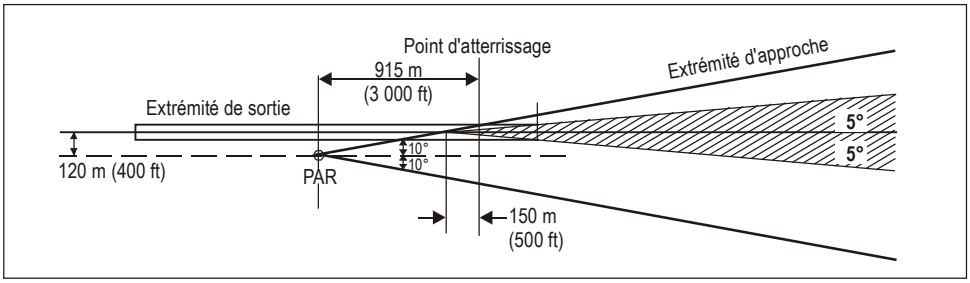


Figure C-14. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 120 m (400 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer de chaque côté du QDR de la piste un angle de 10°

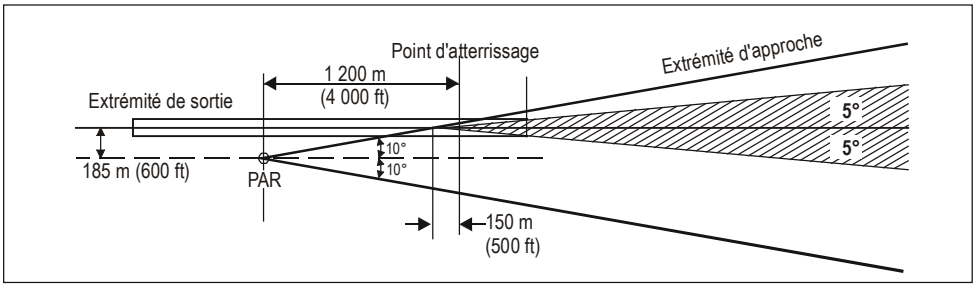


Figure C-15. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 185 m (600 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer de chaque côté du QDR de la piste un angle de 10°

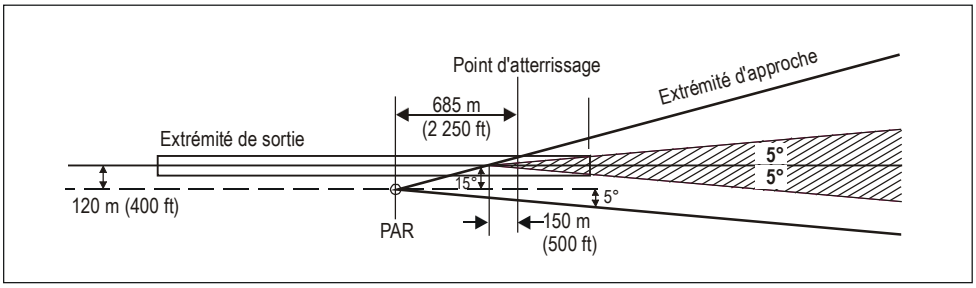


Figure C-16. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 120 m (400 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer d'un côté du QDR de la piste un angle de 5°, de l'autre, un angle de 15°

5. Spécifications des radiobornes de navigation en route émettant sur 75 MHz

5.1 Réseaux d'antennes

5.1.1 *Généralités.* Une description est donnée ci-dessous de types de réseaux d'antennes fréquemment utilisés en pratique. Ces types revêtent les formes les plus simples répondant aux besoins normaux ; il se peut qu'il soit nécessaire, dans certains cas, de disposer de réseaux présentant de meilleures caractéristiques (voir note au § 5.1.4).

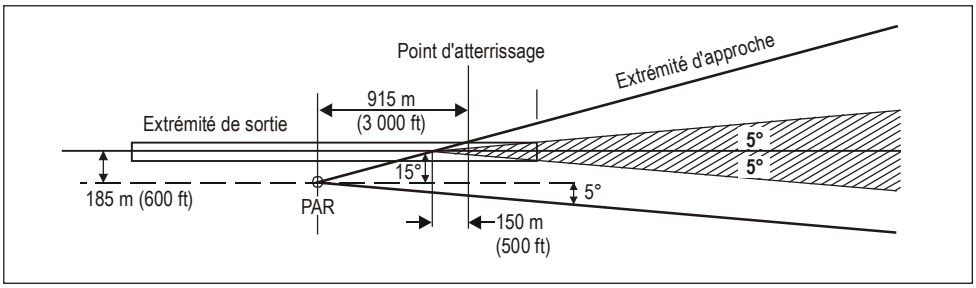


Figure C-17. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 185 m (600 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer d'un côté du QDR de la piste un angle de 5°, de l'autre, un angle de 15°

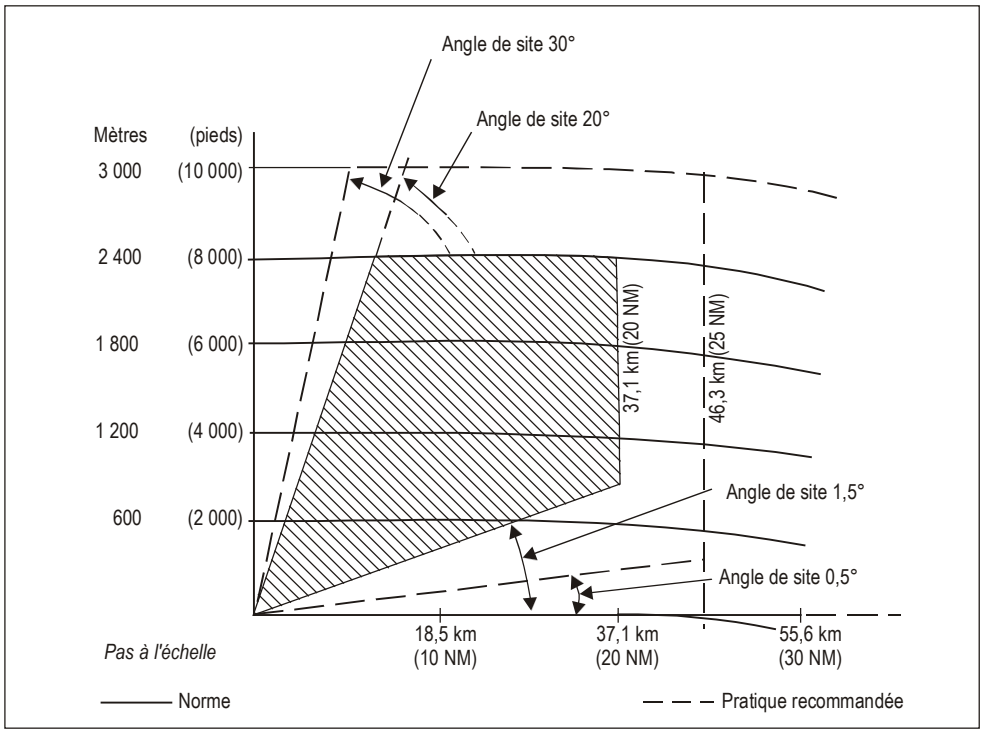


Figure C-18. Élément SRE du système radar d'approche de précision – Couverture verticale pour un aéronef de 15 m² de surface réfléchissante

5.1.2 *Radiobornes Z*

a) *Système rayonnant :* réseau de deux dipôles horizontaux disposés à angle droit l'un de l'autre ; chaque dipôle comprend deux éléments rayonnants demi-onde, en ligne, et dont les centres sont écartés d'une demi-longueur d'onde environ ; les dipôles sont montés à un quart de longueur d'onde au-dessus du contrepoids. Les courants des dipôles et de leurs éléments respectifs sont réglés comme suit :

1) les courants dans les deux dipôles sont égaux mais en quadrature de phase (différence de phase : 90°) ;

2) les courants dans les deux éléments rayonnants d'un même dipôle sont égaux et en phase.

b) *Contrepoids :* contrepoids carré de dimensions minimales 9 m × 9 m habituellement placé à 1,80 m (6 ft) environ au-dessus du sol et dont les mailles, si le contrepoids est constitué de treillis métallique, ne doivent pas avoir plus de 7,5 cm × 7,5 cm.

5.1.3 *Radiobornes en éventail pour vols à faible altitude seulement (radiobornes en éventail à faible puissance).* Système rayonnant capable de fournir les intensités de champ indiquées du chapitre 3, § 3.1.7.3.2.

5.1.4 *Radiobornes en éventail d'usage général (radiobornes en éventail à grande puissance)*

a) *Système rayonnant :* réseau de quatre éléments rayonnants horizontaux demi-onde (sensiblement), en ligne, montés à un quart de longueur d'onde environ au-dessus du contrepoids. Les courants dans chacun des éléments de l'antenne devraient être en phase et présenter un rapport d'intensité de 1:3:3:1.

Note.— La répartition de courant entre les éléments et la hauteur des éléments au-dessus du contrepoids peuvent être modifiées pour obtenir des diagrammes de rayonnement spéciaux répondant à des besoins d'exploitation déterminés. Le diagramme de rayonnement vertical peut être amélioré, afin de répondre à certains besoins d'exploitation, en ajustant la hauteur des dipôles au-dessus du contrepoids entre un quart de longueur d'onde et une demi-longueur d'onde tout en restant au-dessous de cette dernière valeur.

b) *Contrepoids :* contrepoids rectangulaire de dimensions minimales 6 m × 12 m, habituellement situé à 1,80 m (6 ft) au-dessus du sol et dont les mailles, si le contrepoids est constitué de treillis métallique, ne doivent pas avoir plus de 7,5 cm × 7,5 cm.

5.2 Identification en code des radiobornes en éventail associées à un radioalignement à quatre faisceaux

5.2.1 Les radiobornes en éventail situées sur les faisceaux d'un radioalignement à quatre faisceaux n'ont normalement pas besoin d'émettre un signal les identifiant par rapport à un point géographique déterminé, mais seulement un signal indiquant le faisceau auquel elles sont associées.

5.2.2 Dans le cas d'un radioalignement à quatre faisceaux n'ayant pas plus d'une radioborne par faisceau, il est courant d'identifier par un seul trait la radioborne située sur le faisceau orienté vers le nord (vrai) ou dont la direction, en tournant dans le sens des aiguilles d'une montre (vers l'est) est la plus voisine du nord, et d'identifier par deux, trois ou quatre traits chacune des radiobornes suivantes, suivant qu'elle est située sur le deuxième, le troisième ou le quatrième faisceau en tournant autour du radioalignement dans le sens des aiguilles d'une montre. Lorsqu'il y a plus d'une radioborne sur un faisceau, la radioborne la plus proche de la station est identifiée par deux points suivis de traits, la troisième par trois points suivis de traits, etc.

Note.— Dans certaines circonstances spéciales, le système de code ci-dessus peut provoquer des ambiguïtés, en raison de la proximité géographique de deux radiobornes associées aux faisceaux de radiophares d'alignement différents mais dont les couvertures se chevauchent. Il est alors souhaitable d'utiliser un code d'identification distinct pour l'une des radiobornes.

6. Indications relatives au NDB

6.1 Indications sur l'intensité de champ des NDB nécessaire entre 30°N et 30°S de latitude

6.1.1 Pour assurer un service satisfaisant dans les limites de la couverture nominale d'un NDB situé entre 30°N et 30°S de latitude, il convient de réaliser une intensité de champ minimal de 120 µV/m sauf là où l'expérience de plusieurs années a montré qu'une intensité de champ minimal de 70 µV/m est suffisante pour remplir toutes les conditions d'exploitation. Dans certaines régions particulières, des intensités de champ bien supérieures à 120 µV/m seront nécessaires. Parmi ces régions on peut mentionner :

a) l'Indonésie et la Papouasie-Nouvelle-Guinée, le Myanmar, la péninsule malaise, la Thaïlande, la République démocratique populaire lao, le Cambodge, le Viet Nam et l'Australie septentrionale ;

b) les Caraïbes et la partie nord de l'Amérique du Sud ;

c) le centre et le centre-sud de l'Afrique.

6.1.2 La valeur de 120 µV/m est fondée sur l'expérience pratique et elle constitue un compromis entre la valeur qui serait souhaitable du point de vue technique et la valeur économiquement admissible.

6.2 Signification et application des couvertures nominale et effective

6.2.1 *Couverture nominale*

6.2.1.1 La couverture nominale définie dans le chapitre 3, § 3.4.1, permet d'exprimer les performances réelles du NDB, de façon mesurable, celles-ci étant fonction de la fréquence, de la puissance rayonnée et de la conductivité du parcours entre le NDB et un point de la limite de couverture où la valeur minimale de l'intensité de champ est spécifiée.

6.2.1.2 Il a été constaté que la couverture nominale est utile pour faciliter la planification régionale et qu'elle peut parfois être reliée à la couverture effective.

6.2.1.3 L'utilisation de la couverture nominale dans la planification des fréquences est régie par les critères suivants.

6.2.1.3.1 Il convient de déployer les fréquences, compte tenu de la couverture nominale des NDB en cause, de telle façon que le rapport entre l'intensité de champ d'un NDB à la limite de sa couverture nominale et l'intensité de champ totale résultant des stations fonctionnant sur le même canal et des stations fonctionnant sur des canaux adjacents (en prévoyant une marge suffisante pour tenir compte des caractéristiques de sélectivité du récepteur de bord type) ne soit pas inférieur à 15 dB de jour.

6.2.1.3.2 Les valeurs indiquées à l'Annexe 10, volume V, supplément B, devraient être appliquées en ce qui concerne l'atténuation des signaux sur canaux adjacents.

6.2.1.4 L'application de la couverture nominale au plan de déploiement des fréquences a pour résultat, sauf spécification contraire, que la protection contre les brouillages nuisibles ne peut être assurée que dans les limites de la couverture nominale d'un NDB et à condition que la puissance rayonnée des NDB soit réglée de manière à assurer, avec une marge assez serrée, l'intensité de champ nécessaire à la limite de la couverture nominale. Dans les régions à forte densité de NDB, tout NDB émettant, à la limite de sa couverture nominale, un signal sensiblement supérieur à la valeur agréée pour la région intéressée, provoquera des brouillages nuisibles dans les limites de la couverture nominale des NDB de ladite région fonctionnant sur le même canal ou sur des canaux adjacents et restreindra le nombre des NDB qui peuvent être mis en œuvre dans la région étant donné la partie du spectre disponible. Il importe donc de ne pas augmenter, sans coordination préalable avec les administrations des autres stations qui risquent de s'en ressentir (voir le chapitre 3, § 3.4.3), la puissance rayonnée

au-delà de la valeur nécessaire pour assurer la couverture nominale, notamment de nuit lorsque la propagation de l'onde d'espace peut provoquer des brouillages à grande distance.

6.2.1.5 L'établissement des plans de fréquences est grandement facilité par l'emploi d'une valeur commune pour l'intensité de champ minimale dans la zone de couverture souhaitée.

6.2.1.6 Une vaste expérience en la matière a montré que dans les régions à niveau de bruit relativement bas, telle que l'Europe, la valeur de 70 μV/m est satisfaisante.

6.2.1.6.1 L'expérience a également montré que la valeur de 120 μV/m est généralement satisfaisante pour les régions à niveau de bruit plus élevé, mais qu'elle sera insuffisante dans les régions à niveau très élevé. Les renseignements qui figurent au § 6.3 serviront d'indication générale pour ces régions.

6.2.2 *Relation entre la couverture nominale et la couverture effective*

6.2.2.1 La couverture nominale peut être étroitement associée à la couverture effective dans les deux cas suivants :

a) lorsque l'intensité de champ minimale dans les limites de la couverture nominale est pendant la majeure partie du temps supérieure à l'intensité de champ due aux parasites atmosphériques et autres d'une valeur suffisante pour assurer que le bruit n'occasionne pas de distorsion de nature à rendre inutilisables les renseignements présentés dans l'aéronef ;

b) lorsque le rapport de l'intensité du signal utile à l'intensité des signaux brouilleurs dépasse la valeur minimale exigée pour tous les points compris dans les limites de la couverture, de manière que les signaux brouilleurs ne produisent pas non plus de distorsion de nature à rendre inutilisables les renseignements présentés dans l'aéronef.

6.2.2.2 Normalement, le signal le plus faible se produit à la limite de couverture. C'est pourquoi, à cette limite le rapport de l'intensité de champ au niveau des bruits d'origine atmosphérique doit être tel que soit garantie, la plupart du temps, la présentation d'indications utilisables à bord de l'aéronef, et le plan d'ensemble doit assurer que le rapport entre l'intensité de champ à la limite et l'intensité des signaux brouilleurs dépasse, la plupart du temps, la valeur requise.

6.2.2.3 Bien que la valeur de 70 μV/m utilisée pour le déploiement des fréquences, ait donné satisfaction en Europe (au nord du 30°N) en permettant d'obtenir, dans une forte proportion des cas, des valeurs de couverture très voisines de la couverture effective, l'expérience acquise est trop restreinte pour prouver que la valeur de 120 μV/m est susceptible d'application générale dans les régions à niveau de bruit élevé. Il est probable que dans ces régions les couvertures nominales, fondées sur la valeur limite de 120 μV/m, seront souvent bien supérieures à la couverture effective obtenue. Afin d'obtenir une meilleure corrélation entre la couverture nominale et la couverture effective moyenne obtenue, il peut être souhaitable dans ces régions, soit de choisir une valeur limite qui soit fondée plus rigoureusement sur le rapport entre le bruit dans la région en cause et le bruit dans les régions où la valeur limite établie a donné satisfaction (exemple : Europe), soit de déterminer une valeur appropriée après examen statistique des couvertures effectives obtenues dans la région.

6.2.2.4 Toutefois, il importe de noter que les valeurs minimales de l'intensité de champ fondées sur une simple comparaison des niveaux de bruit dans différentes régions peuvent être insuffisantes, des facteurs tels que la fréquence d'apparition du bruit, le caractère de celui-ci, son effet sur le récepteur de bord et la nature du vol pouvant tous modifier les rapports ainsi déterminés.

6.2.2.5 Les valeurs des parasites diurnes et saisonniers dans diverses parties du monde figurent dans le Rapport n° 322 du CCIR, brochure séparée.

6.2.2.5.1 La corrélation entre ces valeurs et les conditions locales réelles, ainsi que le calcul des valeurs du rapport signal/bruit nécessaires à l'utilisation efficace, en exploitation, des radiogoniomètres automatiques ne sont pas encore pleinement établis.

6.2.3 *Couverture effective*

6.2.3.1 La couverture effective définie au chapitre 3, § 3.4.1, est la zone entourant un radiophare non directionnel dans laquelle il est possible d'obtenir, à un moment donné, des renseignements utiles à l'exploitation. Il s'agit donc d'une mesure des performances du NDB dans les conditions qui règnent au moment considéré.

6.2.3.2 La couverture effective est limitée par le rapport de l'intensité du signal stable (sans fading) reçu du NDB à la somme des parasites captés par le récepteur du radiogoniomètre automatique. Lorsque ce rapport tombe au-dessous de la valeur limite nécessaire pour actionner le radiocompas, il est impossible d'obtenir des relèvements utiles. En outre, il convient de noter que la couverture effective d'un NDB peut parfois être limitée à la portée du signal d'identification utilisable.

6.2.3.3 L'intensité du signal reçu du NDB dépend :

a) de la puissance fournie à l'antenne du NDB ;

b) de l'efficacité du rayonnement de l'antenne, qui varie en fonction de la hauteur de l'antenne et d'autres caractéristiques du système rayonnant ;

c) de la conductivité du parcours entre le NDB et le récepteur, qui peut varier considérablement d'un point à un autre et qui est toujours moindre au-dessus des terres qu'au-dessus des mers ;

d) de la fréquence radio utilisée.

6.2.3.4 La quantité des parasites captés par le récepteur dépend :

a) de la bande passante du récepteur ;

b) du niveau des parasites atmosphériques, qui varie selon la région, l'heure et la saison, et peut être très élevé au cours des orages locaux ;

c) du niveau du brouillage causé par d'autres émissions radio sur la même fréquence ou sur des fréquences adjacentes ; ce niveau dépend lui-même en grande partie de la densité du réseau des NDB dans la région considérée et de l'efficacité de la planification régionale ;

d) du niveau de bruit dû aux parasites d'origine électrique à bord de l'aéronef ou de parasites industriels (émis par des moteurs électriques, etc.), lorsque la couverture du NDB s'étend à des zones industrielles.

6.2.3.4.1 Il convient de noter que l'influence des parasites dépend des caractéristiques du récepteur du radiogoniomètre automatique et des dispositifs qui lui sont associés, ainsi que de la nature des parasites (bruit à spectre continu, bruit erratique, etc.).

6.2.3.5 La couverture effective d'un NDB se trouve en outre limitée la nuit lorsque parvient au récepteur du radiogoniomètre automatique un signal composé de deux éléments en différence de phase, l'un arrivant par onde de sol, l'autre par onde d'espace (réflexion ionosphérique). Il en résulte des erreurs de relèvement (effet de nuit).

6.2.3.6 On constate donc que la couverture effective d'un NDB dépend d'un si grand nombre de facteurs (dont certains sont variables) qu'il est impossible de la spécifier en termes simples. En fait, la couverture effective d'un NDB, quel qu'il soit, varie suivant l'heure et la saison.

6.2.3.6.1 Par conséquent, toute tentative de spécifier une couverture effective réalisable soit toute la journée soit toute l'année, ou bien conduirait à une valeur si faible (car elle représenterait la couverture obtenue dans les conditions les plus défavorables de parasites atmosphériques, etc.) qu'elle donnerait une idée fausse de l'efficacité du NDB, ou bien impliquerait l'installation de systèmes d'antenne d'une puissance et d'un coût tels (pour assurer la couverture nécessaire dans les conditions les plus défavorables) que les frais de mise en place et d'exploitation seraient prohibitifs. Il n'existe aucune

formule qui permette de déterminer quelle couverture nominale équivaut à une couverture effective souhaitée ; la relation doit être établie suivant la région.

6.2.3.7 Les personnes qui s'occupent de la couverture des NDB sur le plan de l'exploitation envisageront normalement les besoins sous forme de couverture opérationnelle souhaitée ; dans la planification régionale, il sera généralement nécessaire d'exprimer ces besoins sous forme d'une couverture nominale qui permettra de calculer les caractéristiques essentielles des NDB nécessaires et qui définira la zone à protéger contre tout brouillage nuisible. Il n'existe aucune formule qui permette de déterminer quelle couverture nominale équivaut à une couverture opérationnelle souhaitée ; la corrélation doit être établie suivant la région.

6.2.3.8 Certains États ont recueilli des données sur les NDB et leur couverture effective ; la compilation de renseignements constituerait un moyen pratique d'évaluer la couverture effective en fonction de la couverture nominale des installations d'une zone donnée. Ces renseignements seraient également utiles pour la planification régionale future. Afin de réduire le nombre des facteurs qui interviennent dans l'évaluation de la couverture effective, il serait souhaitable d'établir des critères pour déterminer la limite de couverture utile en fonction de la réaction de l'indicateur de relèvement. Les renseignements mentionnés ci-dessus, complétés par des mesures de l'intensité de champ réelle à l'intérieur de la couverture du NDB, permettraient également de déterminer l'efficacité d'installations existantes et fourniraient des indications sur les améliorations éventuellement nécessaires pour obtenir la couverture effective souhaitée.

6.3 Couverture des radiophares non directionnels (NDB)

6.3.1 *Introduction*

6.3.1.1 Les études ci-après sont fondées sur les dernières données de l'UIT concernant la propagation et le bruit. Elles ont été insérées dans le présent supplément à titre d'indications générales pour l'établissement des plans des NDB. Il convient d'appeler tout particulièrement l'attention sur les hypothèses formulées.

6.3.1.2 En appliquant les indications données, il faudra s'assurer de la validité des hypothèses pour les conditions en cause ; il sera nécessaire, notamment, d'étudier plus à fond les valeurs du rapport signal/bruit avant d'admettre qu'elles représentent les valeurs qui limitent la réception utile.

6.3.2 *Hypothèses*

1. Fréquence – 300 kHz.

   Toutefois, lorsqu'il y a lieu, les fréquences de 200 kHz et de 400 kHz sont indiquées.

2. a) Conductivité moyenne du sol ($\sigma = 10^{-13}$ U.E.M.)

   b) Conductivité moyenne de l'eau de mer
   ($\sigma = 4{,}10^{-11}$ U.E.M.).

3. Niveau des parasites atmosphériques (moyenne quadratique) susceptible de dominer : 1) de jour, 2) de nuit, sur les masses continentales, sous les latitudes mentionnées. (Les valeurs prévues pour les parasites sont extraites de la Recommandation P.372-6 de l'UIT-R et correspondent au bruit moyen de jour et de nuit, pendant les périodes d'équinoxe ; ce sont donc des valeurs susceptibles d'être dépassées pendant 20 à 25 % de l'année.)

4. Puissances à l'entrée de l'antenne des NDB :

   a) 5 kW
   b) 1 kW

c) 500 W
d) 100 W
e) 50 W
f) 10 W

5. Valeurs moyennes de l'efficacité du rayonnement des antennes (rapport de la puissance rayonnée à la puissance à l'entrée de l'antenne) :

$$\left[\frac{\text{Puissance rayonnée}}{\text{Puissance à l'entrée de l'antenne}}\right]$$

	Puissance à l'entrée de l'antenne	*Efficacité du rayonnement de l'antenne*
a)	5 kW	20 % (–7 dB)
b)	5 kW	10 % (–10 dB)
c)	1 kW	8 % (–11 dB)
d)	500 W	5 % (–13 dB)
e)	100 W	3 % (–15 dB)
f)	50 W	2 % (–17 dB)
g)	10 W	1 % (–20 dB)
h)	10 W	0,3 % (–25 dB)

1) La valeur a) a été insérée car il est possible d'obtenir ce rendement à l'aide d'un système d'antenne plus perfectionné que le système d'usage courant.

2) La valeur h) a été insérée car nombreux sont les NDB de faible puissance qui utilisent une antenne à très faible rendement.

6. Bande passante du récepteur ADF : 6 kHz.

7. Rapport signal (moyen)/bruit (moyenne quadratique) :

a) 15 dB de jour ;

b) 15 dB de nuit.

6.3.3 *Résultats des études*

A. — *Valeurs minimales de l'intensité de champ, nécessaires à la limite de la couverture nominale :*

Latitude	*De jour pour un rapport s/b de 15 dB*	*De nuit pour un rapport s/b de 15 dB*
5°N – 5°S	320 µV/m (+50 dB)	900 µV/m (+59 dB)
5° – 15°N et S	85 µV/m (+39 dB)	700 µV/m (+57 dB)
15° – 25°N et S	40 µV/m (+32 dB)	320 µV/m (+50 dB)
25° – 35°N et S	18★µV/m (+25 dB)	120 µV/m (+42 dB)
>35°N et S	18★µV/m (+25 dB)	50 µV/m (+35 dB)

L'étoile indique qu'une valeur d'intensité de champ plus élevée – probablement deux ou trois fois la valeur indiquée (+6 dB à +10 dB) – peut être nécessaire en présence d'un niveau élevé de parasites dus à l'aéronef ou de parasites industriels.

B. — *Couverture des NDB (exprimée en kilomètres, par le rayon d'un cercle dont le NDB est le centre) que l'on peut espérer obtenir étant donné les hypothèses formulées :*

1) De *jour,* au-dessus des *terres,* pour un *rapport s/b de 15 dB* à la limite de couverture :

	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(a)	*(b)*	*(c)*	*(d)*
Latitude	*5 kW*	*5 kW*	*1 kW*	*500 W*
5°N – 5°S	320	300	170	120
5° – 15°N et S	510	470	320	250
15° – 25°N et S	>600	600	450	350
25° – 35°N et S	>600★	>600★	600★	500★
>35°N et S	>600★	>600★	>600★	500★

	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(e)	*(f)*	*(g)*	*(h)*
Latitude	*100 W*	*50 W*	*10 W*	*10 W*
5°N – 5°S	50	30	10	<10
5° – 15°N et S	150	90	40	10
15° – 25°N et S	220	160	70	45
25° – 35°N et S	330★	250★	130★	80★
>35°N et S	330★	250★	130★	100★

2) De *nuit,* au-dessus des *terres,* pour un *rapport s/b de 15 dB* à la limite de couverture :

	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(a)	*(b)*	*(c)*	*(d)*
Latitude	*5 kW*	*5 kW*	*1 kW*	*500 W*
5°N – 5°S	190	150	85	50
5° – 15°N et S	210	180	110	70
15° – 25°N et S	320	300	170	120
25° – 35°N et S	390	390	280	200
>35°N et S	390	390	390	310

	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(e)	*(f)*	*(g)*	*(h)*
Latitude	*100 W*	*50 W*	*10 W*	*10 W*
5°N – 5°S	20	<10	<10	<10
5° – 15°N et S	25	15	<10	<10
15° – 25°N et S	50	30	10	<10
25° – 35°N et S	100	70	25	15
>35°N et S	180	120	50	30

6.3.3.1 Dans tous les tableaux ci-dessus, il convient de noter que :

a) les distances sont exprimées en kilomètres, conformément à l'usage de l'UIT ;

b) les valeurs de la dernière colonne (10 W) sont calculées en supposant que les NDB de faible puissance utilisent une antenne de très faible rendement [voir § 6.3.2, hypothèse 5 h)] ;

c) l'étoile indique que la couverture peut être limitée par des parasites dus à l'aéronef et par des parasites industriels.

6.3.3.2 Il convient de noter également que :

a) Si l'on utilisait une fréquence de 200 kHz au lieu d'une fréquence de 300 kHz, la couverture des NDB de faible puissance et de courte portée ne serait pas sensiblement modifiée, mais celle des radiophares de plus grande puissance et de plus grande portée (par exemple, celle des radiophares de portée égale ou supérieure à 150 km) serait augmentée d'environ 20 % par rapport aux valeurs indiquées dans les tableaux.

b) Si l'on utilisait une fréquence de 400 kHz au lieu d'une fréquence de 300 kHz, la couverture des NDB de faible puissance et de courte portée ne serait pas sensiblement modifiée, mais celle des radiophares de plus grande puissance et de plus grande portée (par exemple, celle des radiophares de portée égale ou supérieure à 150 km) serait diminuée d'environ 25 % par rapport aux valeurs indiquées dans les tableaux.

c) L'emploi d'un récepteur ADF à bande passante plus étroite permettrait, toutes choses égales d'ailleurs, d'obtenir une couverture plus étendue pour la même puissance rayonnée du NDB ou, la couverture restant inchangée, d'obtenir un meilleur rapport effectif signal/bruit.

Par exemple, si l'on utilisait une bande passante de 1 kHz au lieu de 6 kHz, pour la même puissance rayonnée, l'augmentation de la couverture pourrait atteindre 30 % ou l'augmentation du rapport effectif signal/bruit pourrait atteindre 8 dB.

d) Si un secteur de la couverture d'un NDB se trouve au-dessus de la mer, on peut prévoir une augmentation de la couverture dans ce secteur en raison :

1) de la meilleure propagation par onde de sol au-dessus de la mer ;

2) du niveau de bruit qui atteint son maximum au-dessus des terres et souvent diminue assez vite au fur et à mesure que l'on s'éloigne des terres. Il est donc permis d'admettre que les distances indiquées dans les tableaux pourraient être augmentées d'environ 30 % de jour et d'environ 20 % de nuit lorsque la trajectoire passe au-dessus de la mer.

e) Toutefois, si le radiophare est situé sur une île éloignée de masses continentales (par exemple, au milieu du Pacifique ou de l'Atlantique, mais non dans les Caraïbes), la couverture du radiophare sera probablement, en particulier sous les tropiques, beaucoup plus grande que ne l'indiquent les tableaux ; dans ce cas, des valeurs de la couverture semblables à celles indiquées pour les latitudes supérieures à 35°N et S, peuvent être présumées pour toutes les latitudes du fait qu'au milieu de l'océan le niveau des parasites atmosphériques est très inférieur à celui que l'on constate au-dessus ou à proximité de masses continentales.

6.3.4 *Limitation de la couverture d'un radiophare, la nuit, en raison de l'« effet de nuit »*

a) Les distances auxquelles les composantes d'onde de sol et d'onde d'espace du champ reçu seront probablement égales, de nuit, sont indiquées dans le tableau ci-dessous :

Fréquence	*Au-dessus des terres*	*Au-dessus de la mer*
200 kHz	500 km	550 km
300 kHz	390 km	520 km
400 kHz	310 km	500 km

b) Les distances auxquelles la composante d'onde de sol du champ reçu dépassera probablement de 10 dB la composante d'onde d'espace, de nuit, sont indiquées dans le tableau ci-dessous :

Fréquence	*Au-dessus des terres*	*Au-dessus de la mer*
200 kHz	300 km	320 km
300 kHz	230 km	300 km
400 kHz	200 km	280 km

c) Il est donc improbable que, de nuit, des relèvements sûrs puissent être obtenus à des distances très supérieures à celles qui sont indiquées à l'alinéa b) ci-dessus, étant donné l'interaction des deux composantes du champ reçu. *Ces distances sont indépendantes de la puissance du NDB.*

d) En outre, il convient de noter que si dans le cas de parcours de bonne conductivité (terres) l'effet de nuit ne sera grave qu'à des distances quelque peu supérieures aux distances indiquées, dans le cas de parcours de mauvaise conductivité l'effet de nuit pourra être marqué à des distances bien plus courtes. Cet effet dépendra également, dans une certaine mesure, des caractéristiques du système de rayonnement.

6.4 Facteurs influant sur le fonctionnement des NDB

6.4.1 *Taux de modulation*

6.4.1.1 En prescrivant que le taux de modulation doit être maintenu aussi proche que possible de 95 %, il convient d'observer qu'aux fréquences utilisées pour les NDB, les petites antennes généralement employées peuvent modifier le taux réel de modulation du système NDB en raison de l'affaiblissement des bandes latérales.

6.4.1.2 Avec des fréquences de cet ordre, les antennes ne représentent normalement qu'une faible fraction de la longueur d'onde ; elles sont donc très réactives et tendent à avoir un coefficient de surtension élevé.

6.4.1.3 Cet effet est illustré par le graphique de la figure C-19 qui a été établi d'après les mesures effectuées par un État. La fréquence de modulation dans ces mesures était de 1 020 Hz. Si une fréquence inférieure était utilisée, l'effet serait moindre.

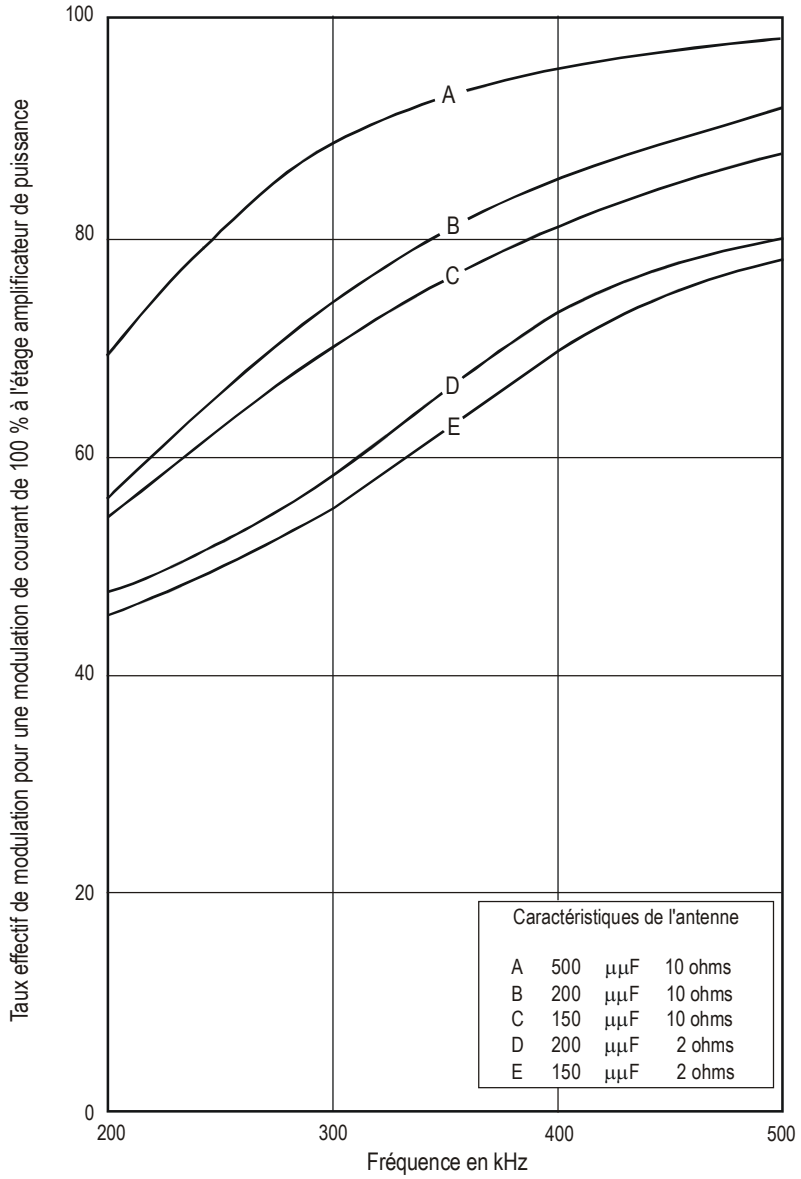
6.4.1.4 Pour réduire l'affaiblissement, il faut tenter de réduire le coefficient de surtension de l'antenne. Deux moyens permettent d'y parvenir : l'accroissement de sa capacité ou l'augmentation de sa résistance.

6.4.1.5 L'augmentation de la résistance d'une antenne entraîne une perte de puissance, ce qui n'est pas le cas lorsqu'on augmente la capacité. Par ailleurs, l'accroissement de la capacité a pour effet de réduire la tension du système et par conséquent de simplifier les problèmes d'isolement.

6.4.1.6 C'est pourquoi il est jugé souhaitable d'accroître la capacité de l'antenne par utilisation d'une charge terminale comme, par exemple, une charge terminale en parapluie.

6.4.2 *Prises de terre*

Les plans de fréquences sont fondés sur l'hypothèse que l'intensité de champ sera maintenue à la valeur voulue. Si la résistance du sol est élevée (c'est-à-dire si le retour à la terre est insuffisant), non seulement l'efficacité du rayonnement sera faible, mais la puissance rayonnée sera sensible aux variations climatiques et autres facteurs influant sur les pertes à la terre. Dans tous les cas, la prise de terre doit être la meilleure possible, compte tenu des conditions locales.



Note.— La fréquence de modulation était de 1 020 Hz.

Figure C-19. Influence du coefficient de surtension de l'antenne sur le taux de modulation du signal émis

6.5 Considérations influant sur le choix de la fréquence de modulation des NDB (NON/A2A)

Le fait que les récepteurs des radiogoniomètres automatiques modernes à bande étroite présentent des caractéristiques de sélectivité améliorées oblige à reconnaître que, dans la mesure où l'affaiblissement des bandes latérales basse fréquence par ces récepteurs entraîne une réduction du taux effectif de modulation du signal, la distance à laquelle on peut obtenir une identification satisfaisante est réduite par voie de conséquence. Ceci étant, une fréquence de modulation de 400 Hz permettrait d'obtenir une meilleure identification que la fréquence 1 020 Hz. Certains indices portent à croire toutefois que, pour un niveau élevé de parasites atmosphériques, la fréquence plus élevée de 1 020 Hz peut fournir un signal plus lisible.

7. Éléments indicatifs sur le DME

7.1 Éléments indicatifs sur le DME/N comme sur le DME/P

7.1.1 *Rendement du système*

7.1.1.1 Le rendement du système dépend à la fois du chevauchement d'impulsions sur la liaison descendante, du temps mort du transporteur au sol, du chevauchement d'impulsions sur la liaison montante et du rendement du traitement du signal par l'interrogateur. Comme ces éléments qui fixent le rendement sont statistiquement indépendants, on peut les calculer individuellement puis les combiner pour trouver le rendement du système. Un élément constituant du rendement est défini comme étant le rapport (exprimé en pourcentage) du nombre des réponses valides traitées par l'interrogateur au nombre de ses propres interrogations, abstraction faite de tous les autres éléments constituants. Le rendement du système est le produit des divers éléments constituants.

7.1.1.2 Dans le calcul du rendement du système doivent intervenir le nombre des réponses manquantes ainsi que la précision de la distance déterminée au moyen des réponses reçues. Des réponses peuvent manquer parce que le signal est brouillé par chevauchement d'impulsions ou parce que des interrogations sont reçues par le transpondeur pendant un temps mort. Les réponses entachées d'erreurs assez importantes pour être rejetées lors du traitement du signal par l'interrogateur devraient également être traitées comme des réponses manquantes au moment du calcul de chaque élément constituant du rendement.

7.1.1.3 L'importance du brouillage dû au chevauchement d'impulsions dépend du plan d'assignation des canaux, de la charge de trafic et des bandes passantes du récepteur, du transpondeur au sol et de l'interrogateur. Comme la bande passante du récepteur est plus large en mode FA qu'en mode IA, le mode FA est plus sensible au brouillage. La définition du système DME/P tient compte de ces facteurs, qui n'exigent normalement pas d'attention spéciale de la part de l'autorité exploitante.

7.1.2 *Chevauchement d'impulsions sur liaison descendante*

Le chevauchement d'impulsions sur liaison descendante se produit lorsque des interrogations valides à l'entrée du transpondeur au sol sont brouillées par des interrogations provenant d'autres aéronefs arrivant par coïncidence au même instant ; il entraîne une perte de signal ou des erreurs de mesure du temps d'arrivée. Cette charge de trafic non désirée dans le sens air-sol est fonction du nombre d'aéronefs interrogateurs proches du transpondeur en service et de la distribution correspondante des fréquences d'interrogation et des amplitudes de signal reçues dans le transpondeur.

Note.— Le brouillage entre transpondeurs est contrôlé par les autorités chargées d'assigner les canaux.

7.1.3 *Chevauchement d'impulsions sur liaison montante*

Le chevauchement d'impulsions sur liaison montante se produit lorsque des réponses valides à l'emplacement de l'interrogateur sont brouillées par d'autres transpondeurs et entraîne une perte de signal ou des erreurs de mesure du temps d'arrivée des impulsions. Le chevauchement d'impulsions peut être causé par les transpondeurs dont la fréquence se situe dans la bande passante de l'interrogateur, y compris les transpondeurs ayant la même fréquence mais un codage d'impulsions différent. Cette charge de trafic non désirée dans le sens sol-air est fonction du nombre de transpondeurs proches de l'interrogateur et de la distribution correspondante des fréquences de réponse et des amplitudes de signal reçues dans l'interrogateur.

7.1.4 *Rendement du traitement du signal par l'interrogateur*

Le rendement du traitement du signal par l'interrogateur est le rapport du nombre de réponses traitées par l'interrogateur au nombre d'interrogations en l'absence de chevauchement d'impulsions et d'effets de temps mort du transpondeur. Ce rendement dépend du seuil des impulsions de réponse et du niveau de bruit du récepteur.

7.1.5 *Relation entre l'aéronef desservi et le régime d'émission*

7.1.5.1 La spécification du régime maximal d'émission du transpondeur détermine la puissance moyenne maximale de l'émetteur. Le chapitre 3, § 3.5.4.1.5.5, recommande que le transpondeur soit capable d'émettre 2 700 paires d'impulsions par seconde pour traiter 100 aéronefs. Telle est la charge type du transpondeur en présence de 100 aéronefs. Pour déterminer le régime d'émission réel dont une installation doit être capable pendant des pointes de trafic, il est nécessaire d'estimer le nombre maximal d'interrogateurs. Pour calculer la charge des interrogations du transpondeur, il faut prendre en considération les éléments suivants :

a) nombre d'aéronefs qui constituent le trafic de pointe ;

b) nombre d'interrogateurs en service à bord de chaque aéronef ;

c) distribution des modes de fonctionnement des interrogateurs en service (exemples : recherche, approche initiale, approche finale, essai au sol) ;

d) valeur appropriée de la fréquence de répétition des impulsions indiquée au chapitre 3, § 3.5.3.4.

7.1.5.2 Connaissant la charge des interrogations en pointe de trafic et le rendement en réponses du transpondeur en présence de cette charge, on peut calculer la cadence de réponses résultante, donc établir la capacité requise de l'émetteur. Cette cadence de réponses est celle dont le dépassement provoque une réduction de la sensibilité du récepteur (spécifiée au chapitre 3, § 3.5.4.2.4), réduction destinée à ramener la cadence à son niveau maximal ou plus bas.

7.1.6 *Implantation du DME associé avec un ILS ou un MLS*

7.1.6.1 Le DME devrait, là où cela est possible, fournir au pilote une indication de distance nulle au point d'atterrissage afin de satisfaire les besoins opérationnels actuels.

7.1.6.2 L'emplacement optimal d'un transpondeur DME dépend d'un certain nombre de facteurs techniques et opérationnels. Le DME/N peut être co-implanté avec un ILS ou un MLS lorsque les besoins opérationnels le permettent. Le DME/P, qui est d'une meilleure précision et assure la couverture de toute la zone de piste, est destiné aux opérations plus flexibles et plus avancées rendues possibles par le MLS.

7.1.6.3 Dans le cas du DME/N, on pourra fournir une indication de distance nulle en implantant le transpondeur le plus près possible du point où la distance indiquée doit être nulle. Une autre façon serait de régler le retard systématique du transpondeur de manière à permettre aux interrogateurs embarqués d'indiquer une distance nulle en un point spécifié éloigné de l'antenne DME. Lorsque la distance DME indiquée doit être nulle ailleurs qu'à l'emplacement de l'antenne DME, il faudrait envisager de publier les renseignements nécessaires.

7.1.6.4 Pour remplir les conditions de précision et de couverture DME/P, surtout dans la zone de piste, il est recommandé de placer le DME/P aussi près que possible de l'installation d'azimut MLS, compte tenu des critères de franchissement d'obstacles. Les aéronefs dotés de tout le potentiel MLS pourront alors extraire des données de base MLS l'indication de distance nulle souhaitée. À noter qu'il ne faut pas faire varier à cet effet le retard systématique du DME/P.

7.1.6.5 Il est souhaitable que tous les usagers obtiennent une indication de distance nulle au point d'atterrissage avec n'importe quel équipement embarqué. Il faudrait pour cela que le DME/P se trouve par le travers de la piste au point d'atterrissage. Les conditions de précision du DME/P ne seraient pas remplies sur la piste dans ce cas. À noter que le mot de données de base 3 MLS ne permet de coder les coordonnées DME/P que dans certaines limites.

7.1.6.6 Si un MLS/DME/P et un ILS/DME/N desservent la même piste, un aéronef doté de moyens MLS minimaux pourrait obtenir une indication de distance nulle en parvenant à l'emplacement de la station d'azimut d'approche MLS lorsqu'il utilise le MLS et au point d'atterrissage lorsqu'il utilise l'ILS. Comme cela est jugé inacceptable sur le plan de l'exploitation, plus précisément du point de vue ATC, et s'il n'est pas possible de recourir à un triplement de fréquences ILS/MLS/DME pour éviter de déplacer le DME/N, il faut différer la mise en œuvre du DME/P en attendant que le DME/N soit retiré.

7.1.6.7 Il faut publier des renseignements sur le point nominal où la distance indiquée par un interrogateur DME/N est nulle.

7.1.6.8 Dans l'étude du lieu d'implantation d'un DME, il faut également tenir compte de facteurs techniques tels que la longueur et le profil des pistes, le relief local et la hauteur de l'antenne du transpondeur, afin de garantir des niveaux adéquats de signal au voisinage du seuil et le long de la piste, ainsi que du volume de couverture requis (circulaire ou secteur). Il faut veiller aussi à ce que, là où une information de distance est nécessaire dans la zone de piste, l'emplacement choisi ne soit pas de nature à désorienter l'interrogateur du fait d'un taux excessif de variation de vitesse (c.-à-d. qu'il faut choisir avec soin le décalage latéral de l'antenne DME).

7.1.7 *Critères d'espacement géographique*

7.1.7.1 Afin qu'il soit possible d'étudier dans la réalité des modèles d'antennes, des caractéristiques d'équipement et de volumes utiles, les rapports de signaux nécessaires pour garantir l'exploitation sans brouillage des diverses installations qui fonctionnent sur les canaux DME sont indiqués aux § 7.1.8 et 7.1.9 ci-après. Étant donné ces rapports, il est facile d'évaluer les espacements géographiques des installations en tenant compte de pertes de puissance sur les trajets de propagation.

7.1.8 *Rapports signal utile/signal non désiré à l'entrée du récepteur embarqué*

7.1.8.1 Le tableau C-6 indique les valeurs du rapport signal utile/signal non désiré qui sont nécessaires pour protéger le signal de réponse du transpondeur utile, à l'entrée du récepteur embarqué, du signal de réponse du transpondeur non désiré, en présence des diverses combinaisons possibles : fréquence commune/fréquences adjacentes, même code/différents codes. Une condition préalable à tout calcul utilisant les rapports fournis est que la densité de puissance minimale requise du DME désiré soit respectée dans tout le volume de couverture publié pour les opérations. Pour les assignations initiales, il convient d'utiliser les rapports signal utile/signal non désiré nécessaires pour protéger l'équipement embarqué dont le décodeur présente une ouverture de 6 μs. Pour assigner une fréquence, il faut considérer chacune des deux installations comme source utile et l'autre comme source non désirée. Si le rapport signal utile/signal non désiré propre à chacune des deux installations est respecté, on pourra procéder à l'assignation du canal.

7.1.8.2 Par conséquent, les assignations de canaux DME dépendent de ce qui suit :

a) *Assignation du même canal.* Ce cas se présente lorsque les deux installations fonctionnent sur un même canal (W, X, Y ou Z) avec le même code. Le rapport signal utile/signal non désiré devrait être d'au moins 8 dB dans tout le volume utile.

b) *Assignation d'une même fréquence avec des codes différents.* Ce cas se présente lorsque l'une des installations fonctionne sur un canal X et l'autre sur un canal W. Une combinaison analogue de canal Y et de canal Z s'applique également.

c) *Assignation de la première fréquence adjacente avec le même code.* Ce cas se présente lorsque l'installation utile comme l'installation non désirée sont du type W, X, Y ou Z.

d) *Assignation de la première fréquence adjacente avec des codes différents.* Ce cas se présente lorsque l'une des installations fonctionne sur un canal X et l'autre sur un canal W, mais qu'il y a un écart de 1 MHz entre les fréquences de réponse de transpondeur. Une combinaison analogue de canal Y et de canal Z s'applique également.

e) *Assignation de la deuxième fréquence adjacente avec un même code ou des codes différents.* En général, les combinaisons « deuxième fréquence adjacente » ne nécessitent aucune protection de fréquence. Toutefois, il convient d'accorder une attention particulière à la Note 4 du tableau C-6, surtout si l'installation non désirée est un transpondeur DME/P.

7.1.9 *Considérations particulières relatives aux assignations de canaux DME Y et Z*

Selon le plan d'assignation des canaux du DME, la fréquence de réponse du transpondeur pour chaque canal Y ou Z est la même que la fréquence d'interrogation d'un autre canal DME. Lorsque la fréquence de réponse d'un DME correspond à la fréquence d'interrogation d'un autre DME, la distance qui sépare les deux transpondeurs doit être supérieure à la distance de l'horizon radio entre les deux. La distance de l'horizon radio est calculée en tenant compte de l'angle de site des deux antennes de transpondeur.

Tableau C-6. Rapport de protection signal utile/signal non désiré (dB)

Type d'assignation	A	B
Assignation d'une même fréquence :		
Même code d'impulsions	8	8
Code différent	8	–42
Assignation de la première fréquence adjacente :		
Même code d'impulsions	$-(P_u - 1)$	–42
Code différent	$-(P_u + 7)$	–75
Assignation de la deuxième fréquence adjacente :		
Même code d'impulsions	$-(P_u + 19)$	–75
Code différent	$-(P_u + 27)$	–75

Note 1.— Les rapports signal utile/signal non désiré de la colonne A protègent les interrogateurs DME/N qui fonctionnent sur les canaux X ou Y. Dans cette solution, la réjection par le décodeur est de 6 µs.

Note 2.— Les rapports signal utile/signal non désiré de la colonne B protègent les interrogateurs DME/N ou DME/P opérant une discrimination selon le chapitre 3, § 3.5.5.3.4.2 et 3.5.5.3.4.3, et assurant une réjection par le décodeur conforme au chapitre 3, § 3.5.5.3.5.

Note 3.— P_u est la puissance apparente rayonnée de crête du signal non désiré, en dBW.

Note 4.— La protection de fréquence à assurer dépend du diagramme de rayonnement de l'antenne de l'installation utile et de l'antenne de l'installation non désirée, ainsi que la p.i.r.e. de l'installation non désirée.

Note 5.— Lors de l'évaluation de la protection des canaux adjacents, la valeur du rapport signal utile/signal non désiré, dans la colonne A, ne devrait pas dépasser la valeur qui apparaît dans la colonne B.

7.1.10 *Considérations particulières relatives à l'implantation du DME/P associé avec un ILS*

7.1.10.1 Dans le cas des pistes où l'on envisage d'installer un DME associé avec un ILS, s'il est prévu d'utiliser ces pistes à brève échéance pour les opérations MLS/RNAV, il est préférable d'installer un DME/P.

7.1.10.2 Lorsqu'il est prévu que les indications de distance du DME/P seront utilisées dans toute la région terminale, les paires d'impulsions d'interrogation dont l'espacement et la fréquence nominale sont corrects doivent déclencher le transpondeur si la densité de puissance de crête à l'antenne du transpondeur est d'au moins –93 dBW/m^2. Ce seuil de sensibilité est fondé sur les valeurs figurant au chapitre 3, § 3.5.4.2.3.1, et il s'applique au DME/P en mode IA ; à ce niveau, le DME/P mode IA doit répondre aux critères d'efficacité en réponses du DME/N et au moins aux critères de précision du DME/N.

7.1.11 *Considérations relatives à l'émetteur-récepteur universel (UAT)*

7.1.11.1 Les critères de planification des fréquences visant à assurer la compatibilité entre le DME et l'UAT figurent dans la 2e partie du *Manuel de l'émetteur-récepteur universel (UAT)* (Doc 9861).

7.2 Éléments indicatifs sur le seul DME/N

7.2.1 *Couverture des installations DME/N*

7.2.1.1 La figure C-20 permet de déterminer si une installation donnée peut assurer le volume de couverture à fréquences protégées. L'affaiblissement de propagation sur les trajets sans obstructions est fondé sur le modèle de propagation IF-77.

7.2.1.2 Lorsqu'un DME assure une couverture au moyen d'une antenne DME directive ou bidirective, le diagramme de l'antenne en azimut et en site doit être pris en compte pour tirer pleinement parti des spécifications de séparation réduite à l'extérieur du lobe principal de l'antenne. Les diagrammes de rayonnement réels des antennes dépendent de plusieurs facteurs, notamment de la hauteur du centre de phase de l'antenne, de la hauteur du contrepoids DME au-dessus du niveau du sol (AGL), de la rugosité du sol, de la forme du relief, de la hauteur de l'emplacement au-dessus du niveau moyen de la mer (MSL), ainsi que de la conductivité du sol et du contrepoids. Lorsque le relief et l'emplacement posent problème, il peut être nécessaire d'augmenter adéquatement la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.). Par ailleurs, l'expérience pratique montre que le système peut fonctionner de manière satisfaisante avec une p.i.r.e. plus faible dans les emplacements qui présentent des conditions favorables ainsi que dans les conditions moins défavorables que présente souvent l'exploitation réelle. Toutefois, pour tenir compte de la p.i.r.e. la plus faible dans les espaces entre les lobes du diagramme réel de l'antenne de site, il est recommandé d'utiliser les valeurs données à la figure C-20.

Note.— Le Doc 9718 (Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique – Énoncés de politique approuvés de l'OACI) *donne d'autres indications à ce sujet.*

7.2.2 *P.i.r.e. des installations DME/N*

7.2.2.1 La valeur de densité de puissance prescrite dans le chapitre 3, § 3.5.4.1.5.2, est fondée sur l'exemple suivant :

Sensibilité du récepteur de bord	−120 dBW
Perte dans la ligne de transmission, perte par désaccord, variation du diagramme polaire de l'antenne par rapport à une antenne isotrope	+9 dB
Puissance nécessaire sur l'antenne	−111 dBW

−111 dBW à l'antenne correspondent à –89 dBW/m^2 à la fréquence de milieu de la bande.

7.2.2.2 La figure C-20 donne les valeurs nominales de la p.i.r.e. nécessaire pour obtenir une densité de puissance de –89 dBW/m^2. Il peut être nécessaire, lorsqu'il s'agit d'assurer une couverture dans des conditions difficiles de relief et d'implantation, d'augmenter, de façon appropriée, la p.i.r.e. Par contre, dans des conditions favorables d'implantation, la densité de puissance spécifiée peut être obtenue en diminuant la p.i.r.e.

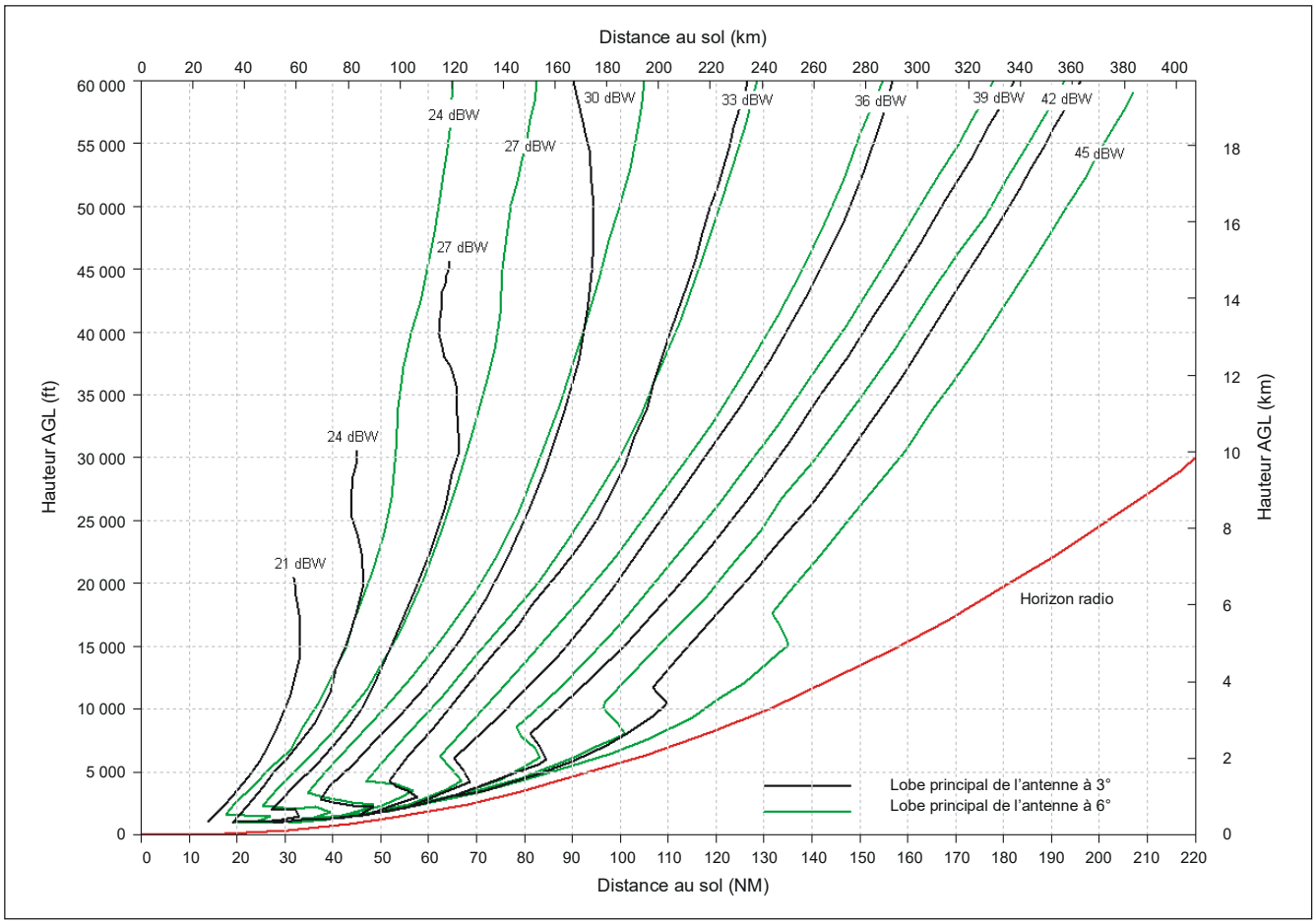


Figure C-20. P.i.r.e. nécessaire pour obtenir une densité de puissance de –89 dBW/m^2 en fonction de la hauteur au-dessus du DME et de la distance par rapport au DME

Note 1.— Les courbes sont basées sur le modèle de propagation IF-77 avec un rayon terrestre de 4/3 confirmé par des mesures.

Note 2.— Dans la figure C-20, l'horizon radio correspond à une antenne DME située à 5 m (17 ft) AGL sur un terrain plat. L'effet d'écran du terrain réduira la distance qui peut être obtenue.

Note 3.— Si l'antenne est située beaucoup plus haut que l'antenne de référence théorique, l'horizon radio et la densité de puissance augmenteront.

7.2.3 *RNAV DME/DME*

7.2.3.1 Le DME est de plus en plus utilisé dans les opérations en navigation de surface (RNAV). Même si l'emploi du DME pour la RNAV n'impose pas d'exigences techniques supplémentaires au système DME, il soulève certains problèmes par rapport à l'emploi traditionnel du DME avec le VOR dans les opérations classiques. Ces problèmes sont examinés brièvement ci-après.

7.2.3.2 La détermination de la position DME/DME est basée sur la triangulation de la position par le système RNAV de bord à partir de plusieurs distances DME provenant d'emplacements d'installations DME figurant dans la base de données de l'aéronef. La précision de la solution de position obtenue dépend de la distance des DME et de leur géométrie relative. Il faut donc quelques mesures supplémentaires pour garantir que l'infrastructure DME peut prendre en charge les opérations RNAV, c'est-à-dire que le nombre de DME disponibles est suffisant et que leur emplacement offre la géométrie appropriée pour assurer la précision requise. Pour les procédures d'approche et de départ, il est également nécessaire de confirmer que l'intensité du signal est suffisante et qu'il n'y a pas de faux verrouillages et déverrouillages dus aux multitrajets. Lors de la vérification du nombre de DME, il est également important de déterminer quels sont les DME essentiels (c'est-à-dire ceux qui doivent être opérationnels pour que les performances nécessaires soient assurées).

7.2.3.3 Des erreurs dans les emplacements publiés des installations DME se traduiront par des erreurs de position RNAV. Il est donc important que les positions DME soient correctement déterminées par levé et que des procédures appropriées soient en place pour garantir que les données d'emplacement publiées sont exactes. Dans le cas des installations DME co-implantées avec le VOR, la position du DME doit faire l'objet d'un levé distinct et être publiée séparément si la distance de séparation dépasse 30 m (100 ft).

Note.— Les spécifications relatives à la qualité des données et à la publication des renseignements sur l'emplacement des DME figurent dans les PANS-AIM (Doc 10066), appendice 1.

7.2.3.4 Lorsque le DME est utilisé pour la RNAV, les récepteurs DME à balayage embarqués ne vérifient pas habituellement l'identité des DME. Par conséquent, supprimer l'identification d'un DME pendant les essais ou les opérations de maintenance ne garantit pas que les signaux ne seront pas utilisés en exploitation. Les activités de maintenance qui risquent de fournir des informations trompeuses doivent être réduites au minimum.

Note 1.— Le Doc 8071 donne d'autres indications sur l'inspection en vol des procédures RNAV DME/DME.

Note 2.— D'autres indications sur l'évaluation de l'infrastructure de navigation pour la prise en charge des procédures RNAV sont données dans le document EUROCONTROL-GUID-0114 que l'on peut consulter sur le site web à l'adresse suivante : http://www.eurocontrol.int et sur la page de la navigation fondée sur les performances (PBN) du site web de l'OACI : http://www.icao.int/pbn.

7.3 Éléments indicatifs sur le seul DME/P

7.3.1 *Description du système DME/P*

7.3.1.1 Le DME/P fait partie intégrante du système d'atterrissage hyperfréquences décrit au chapitre 3, § 3.11. Le format de signal du DME/P définit deux modes de fonctionnement : le mode approche initiale (IA) et le mode approche finale (FA). Le mode IA est compatible et interopérable avec le DME/N et sert à assurer une précision accrue dans les phases initiales de l'approche. Le mode FA assure une précision considérablement améliorée dans la zone d'approche finale. Les deux modes sont associés dans une seule installation au sol DME/P et les caractéristiques du système sont telles que les fonctions DME/N et DME/P peuvent être combinées dans un interrogateur unique. Les modes IA et FA sont identifiés par les codes d'impulsion qui sont spécifiés au chapitre 3, § 3.5.4.4. Dans le secteur d'approche MLS, la couverture du DME/P s'étend au minimum jusqu'à 41 km (22 NM) du transpondeur au sol. Il est entendu que l'interrogateur ne fonctionne pas en mode FA à plus de 13 km (7 NM) du lieu d'implantation du transpondeur, même si la transition du mode IA au mode FA peut commencer à 15 km (8 NM) du transpondeur. On a choisi ces chiffres en partant de l'hypothèse que le transpondeur est installé au-delà de l'extrémité aval de la piste, à 3 600 m (2 NM) environ du seuil.

7.3.1.2 L'une des principales causes possibles de la détérioration de la précision dans les phases finales de l'approche est le brouillage par multitrajets (réflexion des signaux). Le mode FA du DME/P limite ces effets grâce au traitement en large bande des impulsions dont le bord avant est très incliné et grâce à la mesure du temps d'arrivée de l'impulsion en un point de faible amplitude, là où elle n'a pas été sensiblement déformée par des multitrajets, alors que dans le cas du DME/N le temps de montée des impulsions est plus long et le seuil se situe à 50 %.

7.3.1.3 Le mode FA étant utilisé à moins de 13 km (7 NM), l'émetteur peut engendrer une impulsion à court temps de montée avec un niveau adéquat et fournir la précision demandée tout en respectant les spécifications du spectre des impulsions du transpondeur. L'utilisation du seuil 50 % et d'un récepteur à bande passante étroite dans le mode IA rend possibles des performances suffisantes mais moins bonnes jusqu'aux limites de couverture. Le transpondeur détermine le mode d'interrogation utilisé au moyen du code d'interrogation afin de mesurer le retard des réponses par rapport à une référence de temps appropriée. Le mode IA est interopérable avec le DME/N ; cela permet d'utiliser un interrogateur DME/N avec un transpondeur DME/P pour obtenir au moins la précision d'un transpondeur DME/N. De la même façon, un interrogateur DME/P peut être utilisé avec un transpondeur DME/N.

7.3.2 *Précision du système DME/P*

7.3.2.1 *Précision exigée du DME/P*

7.3.2.1.1 Lorsqu'on étudie la précision exigée du DME/P, les manœuvres qui peuvent être exécutées dans le volume utile du mode approche finale rentrent en général dans l'un ou l'autre de deux groupes. C'est ainsi que deux normes de précision sont définies pour le mode approche finale :

a) *Norme de précision 1.* C'est la norme de précision la moins stricte ; elle est destinée à la plupart des manœuvres d'adao (avion à décollage et à atterrissage ordinaires).

b) *Norme de précision 2.* Elle spécifie une précision accrue qui peut être nécessaire pour les manœuvres d'adav et d'adac, les manœuvres d'arrondi d'adao avec guidage en site d'arrondi MLS et les sorties à grande vitesse d'adao.

7.3.2.1.2 Le tableau C-7 indique des applications du DME/P et des chiffres types de précision. Il aidera à choisir la norme de précision appropriée au besoin opérationnel. Une distance de 1 768 m (5 800 ft) entre l'antenne DME et le seuil de piste a servi aux calculs. Les paragraphes ci-après renvoient au tableau C-7.

7.3.2.1.3 On cherche à obtenir du DME/P une précision qui corresponde approximativement à l'erreur de suivi (PFE) de la fonction d'azimut à une distance de 37 km (20 NM) du point de repère MLS à la fois dans le prolongement de l'axe de piste et à 40° d'azimut. Le bruit sur les commandes (CMN) est l'équivalent linéaire du CMN de ±0,1° spécifié pour la fonction d'angle d'azimut.

7.3.2.1.4 La PFE correspond à l'erreur angulaire d'azimut ; le CMN est l'équivalent linéaire approximatif du CMN de ±0,1° spécifié pour le système d'angle d'azimut.

7.3.2.1.5 La PFE de ±30 m (100 ft) correspond à une erreur verticale de ±1,5 m (5 ft) pour un angle de site de 3°.

7.3.2.1.6 L'arrondi est amorcé à proximité du point de repère d'approche MLS ; le site MLS et le DME/P assurent le guidage vertical pour l'atterrissage automatique lorsque le terrain en amont du seuil de piste est accidenté.

7.3.2.1.7 La modification de sensibilité et la programmation de gain de pilote automatique ne dépendent pas beaucoup de la précision.

Tableau C-7

Fonction	Distance type au seuil	PFE (probabilité de 95 %)	CMN (probabilité de 95 %)
Approche (§ 7.3.2.1.3)			
— prolongement de l'axe de piste	37 km (20 NM)	±250 m (±820 ft)	±68 m (±223 ft)
— à 40° d'azimut	37 km (20 NM)	±375 m (±1 230 ft)	±68 m (±223 ft)
Approche (§ 7.3.2.1.4)			
— prolongement de l'axe de piste	9 km (5 NM)	±85 m (±279 ft)	±34 m (±111 ft)
— à 40° d'azimut	9 km (5 NM)	±127 m (±417 ft)	±34 m (±111 ft)
Remplacement d'une radioborne			
— radioborne extérieure	9 km (5 NM)	±800 m (±2 625 ft)	non applicable
— radioborne intermédiaire	1 060 m (0,57 NM)	±400 m (±1 312 ft)	non applicable
Détermination de la hauteur de décision de 30 m (100 ft) (§ 7.3.2.1.5)			
— alignement de descente de 3° (adao)	556 m (0,3 NM)	±30 m (±100 ft)	non applicable
— alignement de descente de 6° (adac)	556 m (0,3 NM)	±15 m (±50 ft)	non applicable
Amorce de l'arrondi au-dessus d'un terrain accidenté (§ 7.3.2.1.6)			
— alignement de descente de 3° (adao)	0	±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)
— alignement de descente de 6° (adac)	0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Modification de sensibilité (§ 7.3.2.1.7) (Programme de gain de pilote automatique)	de 37 km (20 NM) à 0	±250 m (±820 ft)	non applicable
Manœuvre d'arrondi avec site d'arrondi MLS (§ 7.3.2.1.8)			
— adao	0	±30 m (±100 ft)	±12 m (±40 ft)
— adac	0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Alerte de long arrondi (§ 7.3.2.1.9)	Zone de piste	±30 m (±100 ft)	non applicable
Course au sol/virage à grande vitesse d'adao (§ 7.3.2.1.10)	Zone de piste	±12 m (±40 ft)	±30 m (±100 ft)

Fonction	Distance type au seuil	PFE (probabilité de 95 %)	CMN (probabilité de 95 %)
Montée au départ et approche interrompue	de 0 à 9 km (5 NM)	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)
Approches d'adav (§ 7.3.2.1.11)	de 925 m (0,5 NM) à 0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Transformations de coordonnées (§ 7.3.2.1.12)	—	de ±12 m à ±30 m (de ±40 ft à ±100 ft)	±12 m (±40 ft)

7.3.2.1.8 Cette spécification s'appliquera lorsque le guidage vertical et la vitesse d'enfoncement en atterrissage automatique se déduisent du site d'arrondi MLS et du DME/P.

Note.— Même si la définition de la norme prévoit la fonction de site d'arrondi MLS, cette fonction n'est pas mise en œuvre et il n'est pas prévu qu'elle le soit dans le futur.

7.3.2.1.9 Le pilote est averti si l'aéronef est sur le point de se poser au-delà de la zone de toucher des roues.

7.3.2.1.10 La spécification de précision de la course au sol est le reflet du potentiel de développement du système. Dans cette application, la PFE de course au sol sera fonction de la nécessité éventuelle d'optimiser la décélération pendant la course au sol et le virage de sortie de piste de façon à réduire le temps d'occupation de la piste.

7.3.2.1.11 Cette application a pour but d'assurer le pilote que l'aéronef se trouve au-dessus de l'aire d'atterrissage avant la descente.

7.3.2.1.12 Il peut être souhaitable de changer l'origine des coordonnées MLS lorsque les antennes ne sont pas situées conformément aux indications du chapitre 3, § 3.11.5.2.6 ou 3.11.5.3.5. Les chiffres du tableau sont caractéristiques d'une application adav ; les valeurs réelles dépendront de la géométrie de l'installation.

7.3.3 *Bilans d'erreurs du DME/P*

Le tableau C-8 contient des exemples de bilans d'erreurs correspondant aux normes de précisions 1 et 2 du DME/P. Si chaque composante d'erreur spécifiée n'est pas dépassée dans la pratique, on peut s'attendre que les performances globales du système indiquées au chapitre 3, § 3.5.3.1.4, soient obtenues. On calcule la part attribuable au chevauchement d'impulsions dans l'erreur globale en faisant la somme quadratique des erreurs obtenues dans l'environnement de liaison descendante spécifié et de celles qui ont été obtenues dans l'environnement de liaison montante spécifié puis en retranchant quadratiquement l'erreur obtenue dans un environnement sans chevauchement d'impulsions.

7.3.4 *Mise en œuvre du système*

7.3.4.1 Alors que le DME/P peut être mis en œuvre de différentes façons, les erreurs instrumentales et de propagation prises comme hypothèses sont représentatives des erreurs que l'on obtiendrait avec des équipements à compensation interne de variation de retard systématique et dans lesquels les points de repère de séquencement sont établis par choix de seuils sur le bord avant de la première des impulsions d'une paire selon les techniques suivantes :

a) *mode IA :* technique classique avec seuil fixé au point de demi-amplitude ;

b) *mode FA :* technique retarder-affaiblir-et-comparer (DAC) avec seuil fixé entre les points à 5 % et 30 % de l'amplitude.

7.3.4.2 La norme de précision 1 peut être respectée avec un retard de 100 ns et un affaiblissement de 5 à 6 dB. Il est également recommandé que le seuil de l'impulsion retardée comme celui de l'impulsion affaiblie se situent dans la zone de temps de montée partielle.

7.3.4.3 L'exemple ci-dessus n'exclut pas l'utilisation de techniques de mesure du temps d'arrivée autres que la technique DAC, mais il faut en tout cas que les mesures de seuil aient lieu pendant le temps de montée partielle de l'impulsion.

7.3.5 *Traitement du signal dans l'interrogateur DME/P*

7.3.5.1 *En cours d'acquisition*

a) L'interrogateur acquiert et valide le signal en moins de 2 s avant de passer en condition poursuite même en présence de paires d'impulsions de remplissage et d'impulsions erratiques provenant de canaux adjacents, ce qui donne un rendement du système de 50 %.

b) À la suite d'une perte de signal acquis, en mode IA ou en mode FA, l'interrogateur donne un avertissement en moins de 1 s ; en attendant, l'information de guidage continue d'être affichée. À la suite d'une perte de signal, l'interrogateur se remet en condition recherche dans le mode IA afin de reprendre la poursuite.

Tableau C-8. Exemple de bilan d'erreurs du DME/P

		Mode FA Norme 1		Mode FA Norme 2		Mode IA	
Source d'erreur	Composante de l'erreur	PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)
Instruments	Transpondeur	±10 (±33)	± 8 (±26)	±5 (±16)	±5 (±16)	±15 (± 50)	±10 (±33)
	Interrogateur	±15 (±50)	±10 (±33)	±7 (±23)	±7 (±23)	±30 (±100)	±15 (±50)
Lieu d'implantation	Multitrajets spéculaires sur liaison descendante	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Multitrajets spéculaires sur liaison montante	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Multitrajets non spéculaires (diffus)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)
	Chevauchement d'impulsions	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)

Note 1.— Les chiffres correspondant aux « multitrajets non spéculaires » et au « chevauchement d'impulsion s» sont les totaux des composantes liaison montante et liaison descendante.

Note 2.— La PFE comprend à la fois des composantes systématiques et des composantes qui varient avec le temps. Dans le tableau ci-dessus, on suppose que les composantes qui varient avec le temps et la plupart des erreurs liées au lieu d'implantation sont essentiellement indépendantes du point de vue statistique. Il se peut que les composantes systématiques ne répondent à aucune distribution statistique particulière.

Lorsque l'on examinera ces bilans d'erreurs, c'est avec prudence que l'on choisira la méthode mathématique particulière à suivre pour combiner les composantes individuelles.

Note 3.— On admet que le temps de montée de l'onde émise est de 1 200 ns.

7.3.5.2 *En cours de poursuite*

Lorsque la poursuite est déjà bien engagée, le récepteur produit une information de guidage valide avant de supprimer l'avertissement. Le processus de validation se poursuit tant que l'interrogateur se trouve en condition poursuite. L'interrogateur demeure en condition poursuite tant que le rendement du système est supérieur ou égal à 50 %. En condition poursuite, le récepteur assure la protection contre les signaux erronés de courte durée et de grande amplitude.

7.3.5.3 *Filtre de données de distance*

Les spécifications de précision du chapitre 3, § 3.5.3.1.4, ainsi que les bilans d'erreurs examinés au § 7.3.3, supposent que le bruit aux fréquences supérieures est limité par un filtre passe-bas à pulsation de coupure q_2 indiqué à la figure C-21. Selon l'application prévue par l'usager, un filtrage supplémentaire peut être utilisé en vue de la réduction du bruit à condition que la variation d'amplitude et le retard de phase induits ne nuisent pas à la réponse dynamique des commandes de vol de l'aéronef. Les paragraphes ci-dessous traitent des caractéristiques supplémentaires recommandées du filtre de données.

7.3.5.4 *Mémoire de vitesse*

Le filtre de données peut devoir être doté d'une mémoire de vitesse afin d'obtenir les précisions spécifiées au chapitre 3, § 3.5.3.1.4, avec un rendement du système de 50 %. À noter que le rendement du système peut être faible en mode IA pendant les émissions d'identification.

7.3.5.5 *Réjection des aberrations*

Les estimations de distance qui sont sensiblement différentes des estimations de distance filtrées antérieures devraient être considérées comme erronées, puisqu'elles n'ont pas pu résulter du déplacement de l'aéronef. Elles devraient être rejetées à l'entrée du filtre de données.

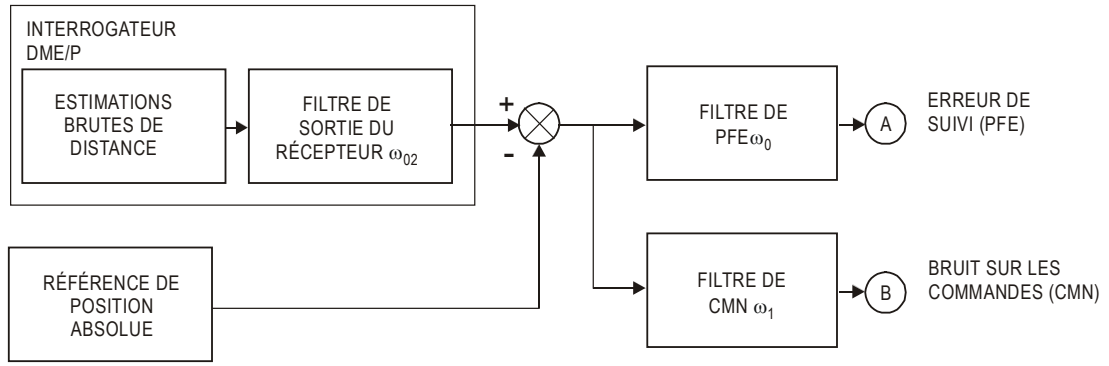
7.3.6 *Méthodes de mesure des erreurs du DME/P*

7.3.6.1 *Erreurs du système*

7.3.6.1.1 Les spécifications de précision du DME/P [erreur de suivi (PFE) et bruit sur les commandes (CMN)] figurent au chapitre 3, § 3.5.4.1.4. Les composantes PFE et CMN décrivent l'interaction entre le signal de guidage DME/P et l'aéronef en des termes directement liés aux erreurs de position de l'aéronef et à la conception des commandes de vol.

7.3.6.1.2 Afin de vérifier si les normes de précision sont respectées, on évalue les composantes PFE et CMN sur une tranche quelconque de T secondes (T = 40 s dans le mode IA et 10 s dans le mode FA) de l'enregistrement de l'erreur de vol dans les limites de couverture du DME/P. La condition de probabilité de 95 % est considérée comme remplie si ces composantes PFE et CMN ne dépassent pas les limites d'erreur spécifiées pendant une période totale supérieure à 5 % de la tranche d'évaluation. La méthode est illustrée à la figure C-21. Pour évaluer les composantes PFE et CMN des données de guidage DME/P, on soustrait des données de guidage la position réelle de l'aéronef déterminée par rapport à une référence de position appropriée ; on obtient ainsi un signal d'erreur. Ce signal d'erreur est ensuite filtré par les filtres de PFE et de CMN, dont les sorties fournissent respectivement des estimations convenables des composantes PFE et CMN. Ces filtres sont décrits à la figure C-21.

7.3.6.1.3 Ils peuvent servir à déterminer les composantes d'erreur instrumentale du transpondeur indiquées au chapitre 3, § 3.5.4.5.3 et 3.5.4.5.4. Les composantes d'erreur instrumentale de l'interrogateur indiquées au chapitre 3, § 3.5.5.4, peuvent être déterminées de la même façon.



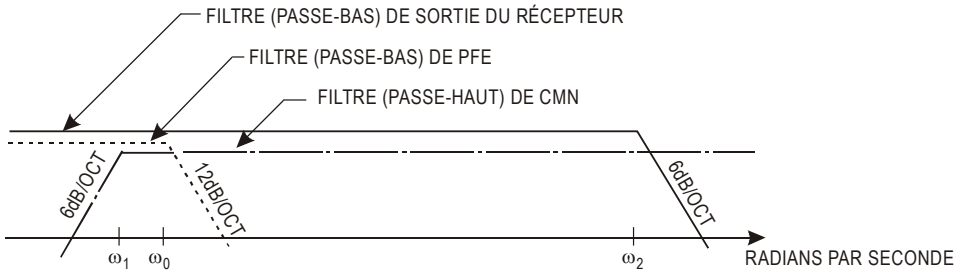
FONCTION DE GUIDAGE	PULSATIONS DE COUPURE (RADIANS PAR SECONDE)		
	ω_0	ω_1	ω_2*
DME/P	1,5	0,5	10

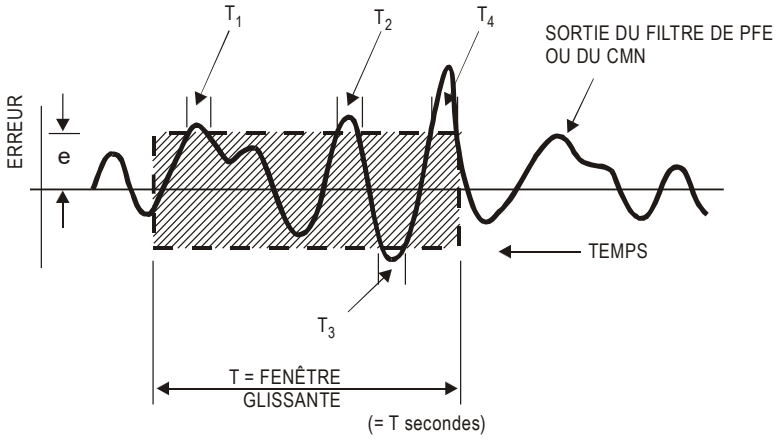
FILTRE DE SORTIE DU RÉCEPTEUR : $\dfrac{\omega_2}{S + \omega_2}$

FILTRE DE PFE : $\dfrac{\omega_n^2}{S^2 + 2\xi\omega_n S + \omega_n^2}$ $\xi = 1;\ \omega_0 = .64\ \omega_n$

FILTRE DE CMN : $\dfrac{S}{S + \omega_1}$

* Cette pulsation de coupure pourra être inférieure à 10 rad/s pour certaines applications.





	MODE IA	MODE FA
T	40 s	10 s

Méthodologie de mesure DME/P : ε est la spécification d'erreur ; T la zone à évaluer ; T_1, T_2, T_3, ... les intervalles de temps pendant lesquels l'erreur dépasse les spécifications. Pour que l'équipement soit acceptable dans cette zone, l'inégalité suivante doit être vérifiée : $(T_1 + T_2 + T_3 + ...) / T \leq 0{,}05$.

Figure C-21

7.3.7 *Effets des multitrajets*

7.3.7.1 Les spécifications de précision du DME/P supposent que les performances ne tombent pas au-dessous d'une certaine limite dans les conditions probables de multitrajets et que les performances de l'interrogateur et du récepteur de transpondeur se détériorent également.

7.3.7.2 Pour que l'équipement fonctionne conformément aux spécifications, les éléments suivants devraient s'appliquer au fonctionnement du système en mode FA :

a) Si un signal suffisamment puissant pour rendre le bruit thermique négligeable est appliqué aux récepteurs, un second signal retardé de 0 à 350 ns par rapport au premier, d'amplitude inférieure d'au moins 3 dB à celle du premier et dont la fréquence de dentelures varie entre 0,05 et 200 Hz ne devrait pas causer à la sortie du récepteur des erreurs supérieures à ±100 ns (15 m).

b) En cas de retard supérieur à 350 ns, l'erreur sera considérablement réduite. L'erreur type sera de ±7 ns (1 m).

7.3.7.3 Il faudrait disposer l'antenne de bord de manière à éviter des réductions de gain devant l'aéronef en configuration d'atterrissage. Toute réduction de gain d'antenne de ce genre risque de renforcer la partie de l'erreur attribuable aux multitrajets pendant les phases d'approche et d'atterrissage, au moment où les plus hautes précisions du DME s'imposent.

7.3.8 *Bilan de puissance du DME/P*

7.3.8.1 Les tableaux C-9 et C-10 donnent des exemples de bilans de puissance dans les sens air-sol et sol-air des adaos. La valeur de crête autorisée de la puissance apparente rayonnée est fondée sur une forme des impulsions qui répond aux contraintes spectrales du chapitre 3, § 3.5.4.1.3, alinéa e).

7.3.8.2 Dans le calcul du bilan de puissance, on suppose que l'antenne de l'aéronef n'est pas cachée par la structure de celui-ci, train d'atterrissage sorti compris.

Tableau C-9. Bilan de puissance dans le sens sol-air pour adao

Éléments du bilan de puissance	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Point de repère	Course au sol
Puissance apparente rayonnée de crête (dBm)	55	55	55	55
Affaiblissement par multitrajets au sol (dB)	–5	–3	–4	–17
Affaiblissement de diagramme de rayonnement d'antenne (dB)	–4	–2	–5	–5
Affaiblissement sur le trajet (dB)	–125	–115	–107	–103
Affaiblissement moniteur (dB)	–1	–1	–1	–1
Affaiblissement par polarisation et par la pluie (dB)	–1	–1	0	0
Signal reçu par l'aéronef (dBm)	–81	–67	–62	–71
Densité de puissance à l'emplacement de l'aéronef (dBW/m^2)	–89	–75	–70	–79
Gain de l'antenne de l'aéronef (dB)	0	0	0	0
Affaiblissement dans le câble de l'aéronef (dB)	–4	–4	–4	–4
Signal reçu par l'interrogateur (dBm)	–85	–71	–66	–75
Bruit vidéo du récepteur (dBm)				

Éléments du bilan de puissance	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Point de repère	Course au sol
[Facteur du bruit (NF) = 9 dB]				
Largeur de bande FI : 3,5 MHz		–103	–103	–103
Largeur de bande FI : 0,8 MHz	–109			
Rapport signal/bruit (vidéo) (dB)	24	32	37	28

Tableau C-10. Bilan de puissance dans le sens air-sol pour adao

Éléments du bilan de puissance	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Point de repère	Course au sol
Puissance de l'émetteur de l'interrogateur (dBm)	57	57	57	57
Gain de l'antenne de l'aéronef (dB)	0	0	0	0
Affaiblissement dans le câble de l'aéronef (dB)	–4	–4	–4	–4
Puissance apparente rayonnée de crête (dBm)	53	53	53	53
Affaiblissement par multitrajets au sol (dB)	–5	–3	–4	–17
Affaiblissement sur le trajet (dB)	–125	–115	–107	–103
Affaiblissement par polarisation et par la pluie (dB)	–1	–1	0	0
Signal capté par l'antenne du transpondeur (dBm)	–78	–66	–58	–67
Gain d'antenne au sol (dB)	8	8	8	8
Affaiblissement de diagramme (dB)	–4	–2	–5	–5
Affaiblissement dans le câble (dB)	–3	–3	–3	–3
Signal reçu par le transpondeur (dBm)	–77	–63	–58	–67
Bruit vidéo du récepteur (dBm)				
[Facteur du bruit (NF) = 9 dB]				
Bande passante FI : 3,5 MHz		–106	–106	–106
Bande passante FI : 0,8 MHz	–112			
Rapport signal/bruit (vidéo) (dB)	35	43	48	39

7.3.8.3 Le rapport signal/bruit vidéo est lié au rapport signal/bruit FI par la relation suivante :

$$\text{S/B (vidéo)} = \text{S/B FI} + 10 \log \frac{\text{Largeur de bruit FI}}{\text{largeur de bande de bruit vidéo}}$$

Note 1.— Les distances sont mesurées à partir de l'antenne du transpondeur.

Note 2.— Les paramètres qui dépendent des fréquences sont calculés pour 1 088 MHz.

7.3.9 *Mesure du retard systématique du moniteur DME/P*

On peut mesurer le retard systématique en mesurant la sortie d'un filtre de PFE et en commandant une opération dans la seconde qui suit. Toutefois, étant donné que la PFE du transpondeur est une composante d'erreur qui varie lentement, on obtiendra une mesure équivalente en faisant la moyenne des échantillons de retard systématique non filtrés sur une seconde.

8. Indications relatives aux délais de commutation d'alimentation électrique

8.1 Délais de commutation d'alimentation électrique des aides radio basées au sol utilisées au voisinage des aérodromes

Les délais de commutation d'alimentation électrique requis pour les aides radio à la navigation et les éléments au sol des installations de télécommunications dépendent du type de piste et d'exploitation aérienne à desservir. Au tableau C-11 figurent des délais typiques de commutation que les systèmes d'alimentation électrique actuellement disponibles sont capables de respecter.

Tableau C-11. Délais de commutation d'alimentation électrique des aides radio basées au sol utilisées aux aérodromes

Type de piste	Aide à alimenter	Délai maximal de commutation
Avec approche aux instruments	SRE	15 s
	VOR	15 s
	NDB	15 s
	Radiogoniomètre	15 s
Avec approche de précision, catégorie I	Radiophare d'alignement de piste ILS	10 s
	Radiophare d'alignement de descente ILS	10 s
	Radioborne intermédiaire ILS	10 s
	Radioborne extérieure ILS	10 s
	PAR	10 s
Avec approche de précision, catégorie II	Radiophare d'alignement de piste ILS	0 s
	Radiophare d'alignement de descente ILS	0 s
	Radioborne intérieure ILS	1 s
	Radioborne intermédiaire ILS	1 s
	Radioborne extérieure ILS	10 s
Avec approche de précision, catégorie III	(Comme pour la catégorie II)	

SUPPLÉMENT D. ÉLÉMENTS INDICATIFS RELATIFS À L'APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES SUR LE GNSS

1. DÉFINITIONS

Bi-binaire. Le format bi-binaire s'utilise en codage Manchester, parfois appelé codage Manchester différentiel. Dans ce format, c'est la transition d'un niveau binaire à l'autre qui définit le bit.

Chip. Chacun des éléments composant une séquence de bits pseudo-aléatoire.

Code Gold. Ensemble de codes uniques utilisé par le GPS et caractérisé par de faibles valeurs de corrélation croisée et d'autocorrélation hors crête.

Disponibilité sélective (SA). Concept désignant les techniques qui permettent de réduire délibérément la précision du service de localisation standard et de fixer le niveau de précision en position, en vitesse et en temps du GPS.

Note.— La fonction SA du GPS a été supprimée le 1er mai 2000, à minuit.

2. GÉNÉRALITÉS

Les normes et pratiques recommandées sur le GNSS contiennent des dispositions relatives aux éléments énumérés au chapitre 3, § 3.7.2.2. Le *Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS)* (Doc 9849) contient des éléments indicatifs supplémentaires sur la mise en œuvre.

Note.— À moins d'indication contraire expresse, les éléments indicatifs sur le GBAS s'appliquent aussi au GRAS.

3. CRITÈRES DE PERFORMANCE RELATIFS AUX SYSTÈMES DE NAVIGATION

3.1 Introduction

3.1.1 Les critères de performance des systèmes de navigation sont définis dans le *Manuel de la navigation fondée sur les performances (PBN)* (Doc 9613) pour un seul aéronef et pour le système total ; les différents éléments y sont pris en compte (signaux électromagnétiques, équipement de bord, capacité de l'aéronef de suivre la trajectoire voulue). Les critères de performance relatifs aux signaux électromagnétiques du GNSS ont été déduits de ces spécifications du système total. Le GNSS exigeant de prendre en compte des configurations dégradées pouvant concerner plusieurs aéronefs à la fois, certains de ces critères ont été définis de manière plus sévère afin de tenir compte de telles situations.

3.1.2 Deux types d'approche et d'atterrissage avec guidage vertical (APV), APV-I et APV-II, utilisent le guidage vertical par rapport à l'alignement de descente, mais l'installation ou le système de navigation peut ne pas répondre à toutes les spécifications liées aux approches de précision. Ces opérations combinent une performance latérale égale à celle du radiophare d'alignement de piste d'une installation de catégorie de performances I avec différents niveaux de guidage vertical. L'APV-I comme l'APV-II présentent des avantages d'accès par rapport aux approches de non-précision et le service fourni dépend des besoins opérationnels et de l'infrastructure du SBAS. L'APV-I et l'APV-II dépassent les critères (latéraux et

verticaux) prescrits pour les approches RNAV utilisant l'altimétrie barométrique et l'équipement de bord pertinent peut donc servir pour effectuer des approches de non-précision VNAV APV et RNAV utilisant l'altimétrie barométrique.

3.2 Précision

3.2.1 L'erreur de position du GNSS est l'écart entre la position estimée et la position réelle. En tout point, la probabilité que cet écart soit inférieur ou égal à la spécification de précision doit être d'au moins 95 %.

3.2.2 Les systèmes au sol fixes tels que le VOR et l'ILS présentant des caractéristiques d'erreur relativement stables, la mesure de leurs performances peut se faire en un temps relativement court (par exemple, pendant la vérification en vol) ; par la suite, la précision du système n'est pas censée se modifier. Par contre, les erreurs fluctuent dans le cas du GNSS : le mouvement orbital des satellites et les caractéristiques d'erreur du système font que les erreurs de position peuvent changer en l'espace de quelques heures. De plus, la précision elle-même (définie par la probabilité de 95 % de confinement des erreurs à l'intérieur des limites spécifiées) varie avec la géométrie des satellites visibles. La mesure permanente de la précision du GNSS s'avérant impossible, la mise en œuvre de ce système impose de recourir principalement à l'analyse et à la caractérisation des erreurs. Le GNSS ne se prête pas aux évaluations reposant sur des mesures par fenêtre glissante.

3.2.3 Dans bien des architectures GNSS, l'erreur varie lentement avec le temps, en raison du filtrage assuré par les systèmes de renforcement et par le récepteur de l'utilisateur. Il s'ensuit que le nombre d'échantillons indépendants pouvant être recueillis sur une période de plusieurs minutes est faible. Il s'agit d'un point crucial en matière d'approche de précision, puisque cela suppose une probabilité de 5 % que l'erreur de position excède la valeur spécifiée pour toute la durée de l'approche. Cependant, les variations de précision décrites au § 3.2.2 entraînent habituellement une probabilité beaucoup plus faible.

3.2.4 Le critère voulant que la précision soit assurée 95 % du temps a été défini afin d'assurer son acceptation par les pilotes, car il englobe les erreurs qui se produiront le plus souvent. Cette spécification de précision doit être respectée dans la géométrie satellitaire la plus défavorable sous laquelle la disponibilité du GNSS est assurée. La probabilité de telle ou telle géométrie particulière est trop faible pour entrer en ligne de compte.

3.2.5 La précision du GNSS est donc définie comme une probabilité associée à chaque échantillon, et non à un pourcentage donné d'échantillons dans un intervalle de mesure particulier. Si l'ensemble d'échantillons indépendants considéré est suffisamment vaste, au moins 95 % de ces derniers devraient être conformes aux spécifications de précision du chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. La variabilité de précision du système liée aux mouvements des satellites entre eux n'a aucun effet, car toutes les mesures sont rapportées à la géométrie satellitaire la plus défavorable.

3.2.6 Un exemple d'application de ce principe est l'utilisation du GPS pour assurer les performances requises par les approches de non-précision. Pour vérifier la prise en charge correcte de ce type d'opération quand la dilution horizontale de la précision (HDOP) est inférieure ou égale à 6, il faut recueillir des échantillons sur une période suffisamment longue, de l'ordre de 24 heures. On note g_i l'erreur de position mesurée g pour l'échantillon i. Cette erreur est rapportée à la géométrie satellitaire la plus défavorable suivant la formule suivante : $6 \times g_i/\text{HDOP}$. Le système est considéré conforme à la spécification de précision si 95 % des écarts ainsi calibrés sont inférieurs à 220 m. Le nombre total d'échantillons recueillis doit être suffisant pour que le résultat soit statistiquement significatif, compte tenu du temps de décorrélation des erreurs.

3.2.7 Pour les approches de précision de catégorie I, la précision verticale est représentée par une plage de valeurs correspondant aux valeurs limites applicables quand ces opérations sont menées au moyen de l'ILS. Différents groupes ont établi des valeurs différentes selon l'interprétation qu'ils ont donnée aux normes relatives à l'ILS. La valeur minimale indiquée a été retenue comme offrant le maximum de garantie dans le cas du GNSS. De ce fait, et aussi en raison des caractéristiques d'erreur différentes du GNSS et de l'ILS, il est théoriquement possible de mener des opérations de catégorie I en utilisant des valeurs de précision plus élevées (tout en restant compris dans la plage spécifiée). La disponibilité du système croît évidemment en raison des valeurs choisies. La limite supérieure a été proposée comme acceptable, sous réserve de validation.

3.2.7.1 Les spécifications de précision dans le domaine de la position pour la prise en charge des approches de précision au-dessous de la catégorie I ne sont pas définies dans les SARP. Les types de services GBAS destinés à assurer les opérations dont les minimums sont inférieurs à ceux de la catégorie I doivent répondre au minimum aux spécifications de précision SIS pour la catégorie I. De plus, des spécifications particulières de précision de la pseudodistance s'appliquent pour l'évaluation de la performance durant la certification de l'aéronef. Les spécifications supplémentaires concernant la précision de la pseudodistance peuvent être combinées à la sélection de la géométrie pour s'assurer que la précision obtenue dans le domaine de la position est satisfaisante pour une conception d'avion donnée et ainsi garantir des performances d'atterrissage adéquates. Voir § 7.5.13.

3.2.8 L'erreur de position du service de localisation standard (SPS) du GPS (chapitre 3, § 3.7.3.1.1.1.1) tient compte seulement de la contribution du secteur spatial et du secteur de contrôle aux erreurs de position (erreurs d'horloge et d'éphémérides du satellite) ; elle n'inclut pas les contributions des erreurs des modèles de retards ionosphérique et troposphérique, les erreurs dues aux trajets multiples ni les erreurs de mesure dues au bruit du récepteur (voir § 4.1.2). Les normes sur les récepteurs traitent de ces erreurs. L'erreur sur la position de l'utilisateur à la sortie de l'équipement compatible ABAS dépend essentiellement du récepteur GNSS employé.

3.2.8.1 Pour les récepteurs GNSS de base, les normes de qualification des récepteurs exigent qu'une précision de position inférieure à 100 m (95 % du temps) horizontalement et à 156 m (95 % du temps) verticalement soit démontrée en présence de brouillage et d'un modèle de disponibilité sélective (SA). Les normes sur les récepteurs n'exigent pas qu'un GNSS de base applique la correction du retard ionosphérique précisée à l'appendice B, § 3.1.1.2.1.4.

Note.— Le terme « récepteur GNSS de base » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur GPS définies à l'Annexe 10, volume I, et aux spécifications du document RTCA/DO-208, amendé par le document TSO-C129A de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis, ou du document EUROCAE ED-72A (ou un équivalent).

3.2.8.2 Le tableau D-1 donne les valeurs représentatives de la précision de position de l'utilisateur du GPS depuis la suppression de la SA ; ces valeurs correspondent à une estimation prudente. Les chiffres indiqués ont été établis en supposant que les deux pires satellites d'une constellation nominale de 24 satellites GPS sont hors service. De plus, une erreur du modèle de retard ionosphérique de 7 m (1 σ), une erreur résiduelle de retard troposphérique de 0,25 m (1 σ) et une erreur due au bruit du récepteur de 0,80 m (1 σ) sont supposées. Après la suppression de la SA (voir section 1), l'erreur de pseudodistance dominante pour les utilisateurs du service de localisation standard du GPS est l'erreur ionosphérique résiduelle après correction des effets ionosphériques. En outre, cette erreur varie fortement et est fonction des conditions telles que la latitude géomagnétique de l'utilisateur, le niveau d'activité solaire (c'est-à-dire la partie du cycle solaire dont il faut tenir compte), le niveau d'activité ionosphérique (présence ou non d'une tempête magnétique), l'angle de site de la mesure de pseudodistance, la saison et l'heure du jour. Les hypothèses sur les erreurs du modèle de retard ionosphérique à l'origine des valeurs du tableau D-1 sont généralement prudentes ; toutefois, il peut y avoir des circonstances dans lesquelles l'erreur supposée de 7 m (1 σ) serait insuffisante pendant un maximum d'activité solaire.

3.2.9 Les récepteurs SBAS et GBAS seront plus précis, et leur précision sera caractérisée en temps réel, les récepteurs utilisant des modèles d'erreur normalisés décrits au chapitre 3, § 3.5, pour le SBAS et au chapitre 3, § 3.6, pour le GBAS.

Tableau D-1. Précision de position de l'utilisateur du GPS

	Précision de position de l'utilisateur du GPS, 95 % du temps, moyenne mondiale
Erreur de position horizontale	33 m (108 ft)
Erreur de position verticale	73 m (240 ft)

Note 1.— Le terme « récepteur SBAS » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur SBAS définies à l'Annexe 10, volume I, et aux spécifications du document RTCA/DO-229D après le Changement 1 (ou un équivalent) ou du document ED-259 de l'EUROCAE (ou un équivalent).

Note 2.— Le terme « récepteur GBAS » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur GBAS définies à l'Annexe 10, volume I, et aux spécifications des documents de la RTCA sur les types de performances applicables, amendés par la FAA TSO des États-Unis (ou un équivalent).

3.3 Intégrité et délai d'alarme

3.3.1 L'intégrité est la mesure du niveau de confiance dans l'exactitude des informations fournies par l'ensemble du système. Elle peut également être définie comme l'aptitude d'un système à fournir au moment voulu des avertissements valables pour l'utilisateur (les alarmes) quand ce système ne doit pas être utilisé pour une opération (ou phase de vol) donnée.

3.3.2 Pour permettre de déterminer si l'erreur de position est acceptable, on définit également le seuil d'alarme, ou valeur maximale de l'erreur de position ne compromettant pas la sécurité de l'opération. Si l'erreur dépasse ce seuil, une annonce se déclenche. Le GNSS s'apparente ici à l'ILS : à un certain niveau de dégradation des performances, l'erreur peut dépasser le 95e centile tout en restant en deçà de la limite de surveillance.

3.3.3 Pour les opérations de départ, en route, en région terminale, d'approche initiale ou d'approche de non-précision, la spécification d'intégrité du système de navigation pour un seul aéronef est de $1 - 1 \times 10^{-5}$/h.

3.3.4 Par rapport aux aides à la navigation traditionnelles, l'incidence d'un défaut d'intégrité sur la gestion du trafic aérien est plus grande dans le cas des systèmes de navigation par satellite, car, pendant la phase en route, les signaux électromagnétiques sont captés simultanément par un grand nombre d'aéronefs évoluant dans une zone étendue. Les spécifications de performance énoncées au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, sont donc plus sévères.

3.3.5 Concernant l'approche de précision et l'APV, les spécifications d'intégrité relatives aux signaux électromagnétiques du GNSS (voir chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1) ont été choisies de manière à coïncider avec celles qui s'appliquent à l'ILS.

3.3.6 La Note 2 du tableau 3.7.2.4-1 donne les seuils d'alarme pour les opérations normales. Une plage de valeurs de seuil d'alarme vertical (VAL) de 10 m (33 ft) à 35 m (115 ft) est spécifiée pour les approches de précision de catégorie I de manière à tenir compte des différences éventuelles de conception du système qui pourraient avoir des incidences sur l'opération. Le calcul des valeurs de la plage est expliqué aux § 3.3.7 et 3.3.8. Lorsque le VAL est supérieur à 10 m (33 ft), il faut déterminer par une analyse spécifique du système la valeur dans la plage de 10 m (33 ft) à 35 m (115 ft) qui convient pour garantir une qualité de guidage adéquate. L'analyse doit tenir compte de la conception du moniteur du système et d'autres facteurs concernant la mise en œuvre du système (p.ex. des mécanismes supplémentaires qui empêchent l'exposition à d'importants biais dans le plan vertical). Dans le cas d'un SBAS, l'analyse est normalement effectuée par le fournisseur de services de système de renforcement, appuyé par le concepteur du système, et acceptée par l'autorité compétente en matière de supervision de la sécurité. De plus, peu importe le VAL utilisé, des études de sécurité portant sur la mise en œuvre locale et sur les procédures sont généralement menées indépendamment de l'analyse de sécurité propre au système. Elles sont réalisées par le fournisseur local de services de navigation aérienne, prenant en compte les informations communiquées par le fournisseur de services de système de renforcement (voir les § 3.3.9 et 3.3.10).

3.3.7 La plage de valeurs de VAL correspond aux caractéristiques de la surveillance de l'intégrité du GNSS qui diffèrent de celles de la surveillance de l'intégrité de l'ILS. Dans le cas de l'ILS, les seuils appliqués au moniteur pour les paramètres de signal clés sont normalisés et les moniteurs eux-mêmes ont une incertitude de mesure très faible pour le paramètre surveillé. Dans le cas du GNSS différentiel, certains moniteurs ont une incertitude de mesure relativement élevée et son incidence doit être prise en compte dans l'opération prévue. Dans tous les cas, le seuil d'alarme a pour effet de limiter la géométrie satellite-utilisateur à une géométrie où la performance du moniteur (normalement dans le domaine de la pseudodistance) est acceptable lorsqu'elle est transposée au domaine de la position. La valeur la plus faible (la plus rigoureuse) [10 m (33 ft)] du seuil d'alarme vertical (VAL) de l'approche de précision a été calculée sur la base de la

performance du moniteur de l'ILS puisqu'elle peut influer sur l'alignement de descente à une altitude de descente nominale de 60 m (200 ft) au-dessus du seuil de piste sans que soient prises en compte les caractéristiques spécifiques de la surveillance de l'intégrité du GNSS, qui pourraient permettre l'utilisation d'un VAL moins rigoureux. L'application d'un VAL de 10 m (33 ft) permet de comparer directement l'erreur du GNSS en cas de défaillance à une erreur de l'ILS en cas de défaillance, établissant que les erreurs du GNSS sont inférieures ou égales à celles de l'ILS. Dans les cas de défaillances GNSS où l'incertitude de mesure est relativement élevée, les seuils du moniteur sont plus rigoureux que ceux de l'ILS. Lorsqu'un VAL de 10 m (33 ft) est utilisé, aucune autre analyse de la distribution des erreurs du système de navigation n'est requise.

3.3.8 La valeur la plus élevée [35 m (115 ft)] du VAL de l'approche de précision a été déterminée de manière à assurer une marge de franchissement d'obstacles équivalente à celle de l'ILS pour les erreurs qui peuvent être représentées par une erreur systématique durant l'approche finale, l'altitude de décision de l'aéronef étant obtenue indépendamment à partir de la pression barométrique. Une évaluation de l'effet dans le cas le plus défavorable d'une erreur systématique latente égale au seuil d'alarme de 35 m (115 ft) montre qu'une protection suffisante de la marge de franchissement d'obstacles est assurée lors de l'approche ou de l'approche interrompue (compte tenu que l'altitude de décision obtenue à partir d'un altimètre barométrique indépendant est atteinte plus tôt ou plus tard). Il est important de comprendre que cette évaluation ne s'applique qu'au franchissement des obstacles et qu'elle se limite aux erreurs qui peuvent être représentées par des erreurs systématiques. L'analyse établit qu'il est possible de tolérer des erreurs systématiques de 35 m (115 ft), vers le haut ou vers le bas, jusqu'aux limites de l'angle d'alignement de descente définies dans les *Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs* (PANS-OPS, Doc 8168) pour les catégories de vitesse d'approche (catégories A à D), sans empiéter sur les surfaces de franchissement d'obstacles de l'ILS durant le segment aux instruments de l'approche. Toutefois, il est important de noter que les systèmes GNSS utilisant un VAL supérieur à 10 m (33 ft) ne causeront pas en continu des erreurs systématiques de cette ampleur. Le VAL augmenté est plutôt utilisé en conjonction avec des moniteurs de système supplémentaires pour assurer une qualité de guidage équivalente ou supérieure à celle de l'ILS. Avec un VAL supérieur à 10 m (33 ft), une caractérisation supplémentaire de la distribution des erreurs du système de navigation est requise pour garantir que les erreurs de position, dans les segments à vue et aux instruments de l'approche, sont suffisamment petites pour assurer le franchissement des obstacles et des touchers de roues acceptables.

3.3.9 Dans l'évaluation de sécurité spécifique au système visant à appuyer l'utilisation d'un VAL supérieure à 10 m (33 ft), les facteurs opérationnels examinés ci-dessous devraient être pris en compte.

3.3.9.1 Quand un contact visuel est établi avec un balisage lumineux ou un marquage d'approche/de piste et que le pilote prend la décision d'atterrir, la phase de vol aux instruments se termine et le vol se poursuit avec une référence visuelle. En présence d'une erreur du système de navigation dans le plan vertical (VNSE), les pilotes peuvent ne pas être en mesure de détecter une erreur de navigation durant la transition du segment aux instruments au segment à vue. Du fait de la VNSE, l'altitude de décision peut être atteinte soit au-dessus soit au-dessous de la trajectoire de vol nominale, de sorte qu'il pourrait être nécessaire d'aligner manuellement l'aéronef en fonction d'indications visuelles afin de franchir le seuil de piste à une hauteur convenable pour l'atterrissage. De telles mesures prises dans une phase très tardive du vol pourraient mener à une déstabilisation de l'approche ou à une remise des gaz au cours du segment à vue. Bien que les conséquences possibles d'une exposition à une VNSE dépendent de divers facteurs tels qu'une erreur technique de vol (FTE), la vitesse de l'aéronef, la vitesse du vent, l'angle de trajectoire de descente, la visibilité, le balisage lumineux de piste et les performances humaines, l'ampleur de la VNSE est le facteur le plus important dans l'évaluation de la sécurité du système de navigation.

3.3.9.2 Les valeurs de VNSE ci-après devraient être prises en compte dans la conception du système de renforcement :

a) VNSE de 4 m (13 ft) ou moins. Elle est considérée comme un équivalent de l'ILS de catégorie I avec un toucher de roues acceptable et un nombre normal d'approches interrompues attribuables aux conditions de visibilité.

b) VNSE supérieure à 4 m (13 ft) mais ne dépassant pas 10 m (33 ft). On peut s'attendre soit à un atterrissage en sécurité avec toucher des roues acceptable soit à une remise des gaz.

c) VNSE supérieure à 10 m (33 ft) mais ne dépassant pas 15 m (50 ft). Le toucher des roues pourrait s'en ressentir et la charge de travail de l'équipage de conduite pourrait être alourdie.

d) VNSE supérieure à 15 m (50 ft). La marge de sécurité serait sensiblement réduite dans certaines configurations d'exploitation.

3.3.9.3 Dans la prise en compte des valeurs ci-dessus, une manière acceptable de gérer les risques du segment à vue est d'avoir un système qui soit conforme aux critères suivants :

a) la précision en l'absence de défaillances est équivalente à celle de l'ILS au point B de ce dernier, avec une VNSE inférieure à 4 m (13 ft) (95 %) et une VNSE en l'absence de défaillances supérieure à 10 m (33 ft) avec une probabilité inférieure à 10^{-7} par approche pour chaque emplacement où l'opération doit être approuvée. Cette évaluation est effectuée dans toutes les conditions environnementales et opérationnelles dans lesquelles le service est déclaré disponible ;

b) la conception du système est telle qu'en situation de défaillance la probabilité d'une erreur supérieure à 15 m (50 ft) est inférieure à 10^{-5}, de manière que le risque que l'erreur se produise est ténu. Les défaillances à prendre en compte sont celles qui touchent les constellations de base et les systèmes de renforcement du GNSS utilisés. Cette probabilité est une combinaison de la probabilité qu'une défaillance donnée se produise et de la probabilité de détection applicable aux moniteurs utilisés. Normalement, la probabilité d'une seule défaillance est assez élevée pour que les moniteurs soient tenus de satisfaire à cette condition.

3.3.9.4 Dans les cas où ces critères sont appliqués, le fournisseur de services peut déclarer une zone de service de catégorie I là où l'intégrité de catégorie I est disponible, pour un VAL donné dans la plage de 10 m (33 ft) à 35 m (115 ft), en conformité avec l'analyse du système démontrant que les conditions supplémentaires décrites aux alinéas a) et b) ci-dessus sont satisfaites.

Note.— Le Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS) *(Doc 9849, Opérations SBAS, § 4.3.3.3) contient d'autres orientations sur l'interprétation technique de ces prescriptions.*

3.3.10 Dans le cas du GBAS, une disposition technique prévoit que le seuil d'alarme soit diffusé aux aéronefs. Dans le cas du SBAS, les dispositions techniques prévoient la spécification du seuil d'alarme à l'aide d'une base de données actualisable (supplément C).

3.3.10.1 Des spécifications supplémentaires de performance et de fonctionnement de plus bas niveau sont introduites pour le service d'approche GBAS de type D (voir le § 7.1.2.1) de manière à obtenir un système total capable de prendre en charge les opérations d'atterrissage. Ce type de service prend aussi en charge les opérations de décollage avec guidage.

3.3.11 Les spécifications d'intégrité relatives à l'approche s'appliquent à tout atterrissage quel qu'il soit et exigent une conception à sûreté intégrée. Si, dans une approche donnée, le risque spécifique dépasse ce critère, l'opération ne doit pas être exécutée. Un des objectifs du processus de conception est de déterminer les risques spécifiques qui pourraient produire des informations trompeuses et de réduire ces risques au moyen de la redondance ou de la surveillance de manière à obtenir une sûreté intégrée. Par exemple, le système sol pourrait avoir des processeurs de correction redondants et être capable de s'arrêter automatiquement en cas de perte de la redondance par suite d'une défaillance du processeur.

3.3.12 Un aspect unique du GNSS est que les performances varient dans le temps en raison des changements dans la géométrie des satellites de base. Les protocoles SBAS et GBAS tiennent compte de cette variation grâce aux équations du niveau de protection, qui permettent d'interdire l'utilisation du système si le risque d'intégrité est trop élevé.

3.3.13 Les performances du GNSS peuvent aussi varier dans le volume de service selon la géométrie des constellations satellitaires de base visibles. Les variations spatiales des performances du système peuvent s'accentuer lorsque le système sol fonctionne en mode dégradé par suite de la défaillance de composants du système comme les stations de surveillance ou les liaisons de communication. Le risque créé par les variations spatiales des performances du système doit être pris en compte dans les équations du niveau de protection, c'est-à-dire les corrections diffusées.

3.3.14 Les systèmes de renforcement du GNSS qui utilisent une seule fréquence subissent aussi plusieurs effets atmosphériques, principalement attribuables à l'ionosphère. Les variations spatiales et temporelles de l'ionosphère affecteront surtout la navigation à une seule fréquence parce qu'elles peuvent causer des erreurs de retard ionosphérique locales ou régionales qui ne peuvent pas être corrigées dans les architectures SBAS L1 ou GBAS en raison de la définition des protocoles des messages et de l'échantillonnage clairsemé assuré par les systèmes de renforcement. Ces événements sont rares et leur probabilité varie d'une région à l'autre, mais ils ne seront sans doute pas négligeables. Les erreurs ainsi causées peuvent être assez importantes pour produire des informations trompeuses et il faut les atténuer dès la conception du système en tenant compte de leurs incidences dans les paramètres diffusés (par exemple, σ_{iono_vert} dans le GBAS), et en surveillant les conditions extrêmes où les paramètres diffusés ne suffisent pas. La probabilité que ces événements se produisent doit être prise en compte dans l'élaboration de tout dispositif de surveillance du système. Les systèmes de renforcement satellitaires (SBAS) double fréquence utilisent des pseudodistances qui ne tiennent pas compte des effets ionosphériques afin d'éliminer le retard ionosphérique de premier ordre dans le calcul de la position. Le niveau de protection double fréquence tient compte d'une légère erreur afin de limiter les erreurs ionosphériques résiduelles et de réduire considérablement l'incidence des variations locales et temporelles des retards dus à l'ionosphère sur la solution de navigation.

3.3.15 Les erreurs dues aux trajets multiples qui se produisent aux récepteurs de référence au sol sont un autre effet environnemental dont il faut tenir compte dans la conception du système sol ; ces erreurs dépendent de l'environnement physique des antennes de la station de surveillance ainsi que de l'angle de site des satellites et de la durée de la poursuite des satellites.

3.3.16 Le SBAS doit garantir l'intégrité de ses corrections diffusées, comme l'exige le chapitre 3, § 3.7.2.4, dans toute sa zone de couverture. Cette spécification s'applique également hors de la zone de service prévue, où les récepteurs des utilisateurs pourraient naviguer en utilisant soit une solution de navigation SBAS, si celle-ci est disponible, soit une solution de navigation L1 avec détection et exclusion des anomalies (FDE) qui combine des satellites avec corrections SBAS et des satellites sans corrections SBAS. Les corrections SBAS DFMC ne sont pas destinées à être utilisées dans une solution de navigation avec FDE. Les contributions du SBAS L1 à une solution de navigation FDE à une seule fréquence se limitent à assurer l'intégrité des corrections transmises. Les systèmes SBAS doivent être conformes à toutes les spécifications d'intégrité définies dans le chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour tous les types d'opérations, allant des opérations en route aux opérations de catégorie I, dans la zone de couverture quand, pour une opération donnée, les niveaux de protection horizontale et verticale se trouvent au-dessous des seuils d'alarme correspondants. Ces spécifications sont particulièrement importantes pour les opérations avec guidage vertical au SBAS qui ne sont pas contrôlées par bloc de données FAS.

3.4 Continuité du service

3.4.1 La continuité du service d'un système est son aptitude à remplir sa fonction sans interruptions non prévues pendant l'opération envisagée.

3.4.2 *En route*

3.4.2.1 Dans le cas des opérations en route, la continuité du service est l'aptitude du système de navigation à fournir, pendant toute l'opération prévue, des données exploitables conformes aux spécifications de précision et d'intégrité, sachant que le système était disponible au début de l'opération. Les défauts de continuité se traduisent par des alarmes déclenchées par le système de navigation à la suite de défaillances ou d'incidents se cumulant en situation de fonctionnement par ailleurs normale (ce qui est rare). Les opérations en route étant de durée variable, la spécification de continuité s'exprime sous la forme d'une probabilité par heure.

3.4.2.2 La spécification de continuité du système de navigation pour un seul aéronef est de $1 - 1 \times 10^{-4}$/h. Or, les systèmes par satellite émettent généralement des signaux à l'intention de nombreux aéronefs évoluant dans une zone étendue. Aussi les spécifications de continuité données au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, correspondent-elles en fait aux spécifications de fiabilité des signaux électromagnétiques du GNSS : il s'agit du temps moyen entre interruptions de service (MTBO) établi pour les éléments du GNSS.

3.4.2.3 Une plage de valeurs est indiquée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour la spécification de continuité des signaux électromagnétiques pour les opérations en route. La valeur inférieure correspond au niveau de continuité minimal auquel le système est utilisable. Elle convient aux zones où la circulation est peu dense et l'espace aérien, peu complexe. Dans de telles zones, les défaillances du système de navigation ne pénalisent que quelques aéronefs et il n'est donc pas nécessaire d'imposer une spécification de continuité très supérieure à celle qui s'applique à un seul aéronef ($1 - 1 \times 10^{-4}$/h). Quant à la valeur supérieure (c'est-à-dire $1 - 1 \times 10^{-8}$/h), elle convient aux zones à forte densité de circulation et où l'espace aérien est complexe ; dans ces zones, toute défaillance risque d'affecter de nombreux aéronefs. Cette valeur est adéquate dans les cas où les utilisateurs se fient particulièrement au système pour la navigation, et peut-être même pour la surveillance dépendante. La valeur fournie est suffisamment élevée pour les scénarios fondés sur une faible probabilité de panne durant toute la durée de vie du système. Les valeurs intermédiaires (ex. : $1 - 1 \times 10^{-6}$/h) conviennent dans le cas de zones à forte densité de circulation et à espace aérien complexe dans lesquelles les utilisateurs se fient grandement au système de navigation, mais où il est possible de pallier les défaillances de ce dernier, par exemple en mettant en œuvre des moyens de navigation auxiliaires ou en recourant à la surveillance et à l'intervention du contrôle de la circulation aérienne pour maintenir les normes de séparation. La valeur de la spécification de continuité est déterminée par les besoins de l'espace aérien pour prendre en charge la navigation ; elle varie selon que le GNSS remplace une infrastructure existante d'aides à la navigation ou qu'il n'existe aucune infrastructure de ce genre.

3.4.3 *Approche et atterrissage*

3.4.3.1 Dans les opérations d'approche et d'atterrissage, la continuité du service est l'aptitude du système de navigation à fournir, pendant toute l'opération prévue, des données exploitables conformes aux spécifications de précision et d'intégrité, le système étant disponible au début de l'opération. Cela signifie notamment qu'il n'est pas nécessaire, au moment d'établir la conformité de la conception d'un système donné avec les spécifications de continuité des SARP, de tenir compte des pertes de continuité qui peuvent être prévues et pour lesquelles des NOTAM ont été émis. Les pertes de continuité se traduisent par des alarmes déclenchées par le système de navigation à la suite de défaillances ou d'incidents se cumulant en situation de fonctionnement par ailleurs normale (ce qui est rare). La spécification de continuité s'exprime ici sous forme de probabilité pendant un bref temps d'exposition.

3.4.3.2 Les spécifications de continuité relatives aux opérations d'approche et d'atterrissage englobent la part du récepteur de bord et celle des éléments non embarqués du système. Dans ce cas, on n'estime pas qu'il soit nécessaire de hausser les valeurs lorsque plusieurs aéronefs utilisent le système : la valeur de la continuité ne se rapporte normalement qu'au risque que l'approche soit interrompue, et les aéronefs peuvent être considérés comme indépendants les uns des autres. Dans certains cas, toutefois, il peut s'avérer nécessaire d'augmenter les valeurs de continuité, par exemple dans le cas où un même système couvre deux pistes parallèles faiblement espacées, étant donné qu'une défaillance du système a une incidence sur les deux pistes.

3.4.3.3 Dans les approches APV et de catégorie I utilisant le GNSS, l'approche interrompue est considérée comme une opération normale puisqu'elle se produit lorsque l'aéronef descend à l'altitude de décision applicable à l'approche et que le pilote est incapable de continuer l'opération à l'aide des références visuelles. La spécification de continuité pour ces opérations s'applique au risque moyen (dans le temps) de perdre le service, le temps d'exposition étant normalisé à 15 s. Le risque spécifique de perte de continuité dans une approche donnée pourrait donc dépasser la moyenne spécifiée sans nécessairement compromettre la sécurité du service assuré ou de l'approche. Une évaluation de la sécurité effectuée pour un système a conduit à la conclusion que, dans les circonstances énoncées dans l'évaluation, il était plus sûr de continuer à assurer le service que de l'interrompre.

3.4.3.4 Il est possible de publier des procédures lorsque la conception du système ne respecte pas le risque moyen de perte de continuité spécifié dans les SARP, mais il faut dans ce cas mettre en place des mesures opérationnelles pour faire face à la réduction de continuité prévue. On peut, par exemple, ne pas autoriser la planification du vol uniquement parce que le risque moyen de perte de continuité d'un moyen de navigation GNSS est élevé.

3.5 Disponibilité

3.5.1 La disponibilité du GNSS se caractérise par l'intervalle durant lequel le système doit être utilisé pour la navigation et au cours duquel des données de navigation fiables sont présentées soit à l'équipage, soit au pilote automatique ou à tout autre système de gestion du vol.

3.5.2 Pour définir les spécifications de disponibilité applicables au GNSS, il convient de tenir compte du niveau de service à assurer. Si le service de navigation par satellite est destiné à remplacer une infrastructure d'aides à la navigation en route, il est préférable que sa disponibilité soit similaire à celle de l'infrastructure en question. Il convient en outre d'évaluer l'incidence opérationnelle d'une éventuelle dégradation du service.

3.5.3 Quand le GNSS présente une faible disponibilité, il est tout de même possible d'utiliser le service de navigation par satellite à condition de le restreindre aux seules périodes pendant lesquelles il est censé être disponible, ce qu'il est possible de prévoir dans le cas du GNSS, car la non-disponibilité due à une mauvaise configuration géométrique des satellites visibles se reproduit à intervalles réguliers. Sous réserve d'une telle restriction, seul subsiste le risque qu'un élément vital fasse défaut entre le moment où la prévision est faite et celui où s'effectue l'opération.

3.5.4 *En route*

3.5.4.1 Pour définir les spécifications de disponibilité applicables à une zone ou à un type d'opération donné, il convient de tenir compte des points suivants :

a) densité et complexité de la circulation ;

b) aides à la navigation auxiliaires ;

c) couverture des radars de surveillance primaires ou secondaires ;

d) circulation aérienne et procédures définies à l'intention des pilotes ;

e) durée des interruptions de service.

3.5.4.2 C'est pour cette raison que, dans les SARP sur le GNSS, la disponibilité est définie par une plage de valeurs. Elle correspond à la prise en charge par le seul GNSS d'opérations effectuées dans des espaces aériens où la circulation présente divers degrés de densité et de complexité. La valeur minimale indiquée permet d'utiliser le GNSS comme moyen unique de navigation dans les espaces aériens où la circulation est peu dense et peu complexe.

3.5.4.3 Bien que les systèmes de renforcement rendent le GNSS moins tributaire des éléments principaux du système, ils ne peuvent assurer un service réellement exploitable en l'absence de ces derniers. Pour définir la spécification de disponibilité applicable à un système de renforcement donné dans telle ou telle région, il convient donc de tenir compte aussi de la possible dégradation de ces éléments, c'est-à-dire de la constellation minimale à prévoir (donc du nombre et de la diversité des satellites). Il est d'ailleurs recommandé d'élaborer les procédures d'exploitation à suivre en cas de dégradation.

3.5.5 *Approche*

3.5.5.1 Pour définir les spécifications applicables à une zone donnée, il convient de tenir compte des points suivants :

a) densité et complexité de la circulation ;

b) procédures permettant de définir et d'effectuer une approche vers un aéroport de dégagement ;

c) système de navigation à utiliser à l'aéroport de dégagement ;

d) circulation aérienne et procédures définies à l'intention des pilotes ;

e) durée des interruptions de service ;

f) étendue des zones touchées par ces interruptions.

3.5.5.2 Lors de l'élaboration de procédures d'exploitation applicables aux systèmes d'approche au GNSS, il convient de prendre en considération la durée des interruptions de service et leur incidence sur l'aéroport de dégagement. Certaines interruptions risquent de gêner de nombreuses approches à la fois mais, d'un autre côté, le service peut se rétablir de lui-même du simple fait du déplacement des satellites sur leur orbite.

3.5.6 *Détermination de la disponibilité du GNSS*

Note.— Le supplément F contient des éléments indicatifs supplémentaires sur la disponibilité et la fiabilité des moyens de radiocommunication et des aides radio à la navigation.

3.5.6.1 La disponibilité du GNSS est compliquée par le déplacement des satellites par rapport à la zone de couverture considérée et les délais parfois longs de remise en service des satellites défaillants. La mesure précise de la disponibilité exigerait de nombreuses années, puisqu'il faudrait y consacrer une période de durée supérieure à la moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) et aux délais de réparation. Il faut donc définir, dès la conception du système, la disponibilité recherchée, puis la vérifier par analyse et modélisation. La modélisation de la disponibilité devrait tenir compte des modèles d'erreurs ionosphériques, troposphériques et du récepteur utilisés par le récepteur pour vérifier l'intégrité (par exemple, le calcul des valeurs HPL, LPL et VPL). La disponibilité spécifiée au chapitre 3, § 3.7.2.4, est la disponibilité calculée.

3.5.6.2 La disponibilité de l'ABAS, du GBAS et du SBAS doit être évaluée en comparant les performances renforcées aux spécifications opérationnelles du chapitre 3, § 3.7.2.4. La disponibilité de l'ABAS, du GBAS et du SBAS n'est pas directement liée aux normes sur la disponibilité du service des constellations de base qui figurent au chapitre 3. L'analyse de disponibilité est basée sur le nombre de satellites utilisables de la ou des constellations et sur les performances du ou des systèmes de renforcement. Des informations sur les satellites et les créneaux opérationnels figurent dans les normes sur la disponibilité des satellites, créneaux et constellations ou dans les éléments indicatifs pour chaque constellation de base.

4. ÉLÉMENTS DE BASE DU GNSS

4.1 Constellations de base

4.1.1 GPS

Note.— Les documents GPS SPS PS, IS-GPS-200K et IS-GPS-705F contiennent des renseignements supplémentaires sur le GPS.

4.1.1.1 Les normes de performance pour la L1 en code C/A sont définies en supposant qu'un récepteur représentatif du SPS est utilisé. Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes :

a) conçu conformément à la norme IS-GPS-200K ;

b) poursuit le signal électromagnétique du SPS transmis sur la fréquence unique L1 en code C/A par tous les satellites visibles au-dessus avec un angle de masquage de 5 degrés;

c) utilise la mise en œuvre la plus récente du système de coordonnées orthogonal dextrorsum, géocentrique, à axes fixes (ECEF) du système géodésique mondial – 1984 (WGS-84) pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ;

d) génère une solution de position et de temps à partir des données diffusées par tous les satellites visibles transmettant les PRN 1 à 32 ;

e) compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance du SPS et les mesures du code C/A ;

f) exclut de la solution de position les satellites marginaux et ceux qui ne sont pas en état de fonctionner ;

g) emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes dans les intervalles d'ajustement des courbes respectifs pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ;

h) cesse la poursuite lorsqu'un satellite GPS arrête de transmettre un signal qui peut être suivi.

La précision du transfert de temps s'applique aux données du message de navigation diffusé, qui ramène le temps du SPS du GPS au temps UTC du U.S. Naval Observatory. Un récepteur de 12 canaux satisfera aux performances spécifiées au chapitre 3, § 3.7.3.1.1.1.1 et 3.7.3.1.1.2. Un récepteur qui ne peut poursuivre que quatre satellites (appendice B, § 3.1.1.3.1.2) ne satisfera pas complètement aux performances de précision en position et de disponibilité.

Note 1.— Aucune norme de performance de précision en position de l'utilisateur n'est disponible à l'heure actuelle pour le fonctionnement en L5 uniquement parce qu'aucune norme de performance de disponibilité ou de continuité du signal électromagnétique n'a encore été définie pour les signaux L5. Les normes de performance en matière de disponibilité et de continuité des signaux L5 seront fournies avant toute déclaration en faveur d'un renforcement du SPS incluant le service L5. Les normes de performance pour les signaux L5 (précision en distance, fiabilité, défaillance majeure du service) sont établies pour le signal électromagnétique et ne mentionnent pas la notion de récepteur de l'usager. Toutefois, il peut être utile, lors de l'examen des normes de précision et d'intégrité des signaux L5, de considérer que le récepteur de l'usager devrait être conçu pour assurer un traitement des signaux L5 analogue à celui qu'il applique aux signaux L1, notamment en traitant ces signaux conformément à la norme IS-GPS-705, en surveillant en permanence l'état de fonctionnement du signal sur L5, en utilisant des données de navigation (CNAV) actualisées et intrinsèquement cohérentes et en utilisant uniquement les satellites désignés comme étant en état de fonctionner pendant les opérations normales du GPS.

Note 2.— Les conditions indiquant qu'un satellite est « en état de fonctionner », « marginal » ou « hors d'état de fonctionner » sont décrites dans le GPS SPS PS, section 2.3.2.

4.1.1.2 *Précision en position.* La précision en position est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 24 heures pour un point quelconque de la zone de couverture. La précision en positionnement et en temps ne s'applique qu'au signal électromagnétique (SIS) et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples. Afin de maintenir la rétrocompatibilité, la norme de précision en position sera respectée avec un récepteur SPS représentatif ne poursuivant que les PRN 1 à 32.

4.1.1.3 *Précision en distance.* La norme relative à la précision en distance s'applique aux opérations normales, ce qui signifie que les données de navigation actualisées sont transmises régulièrement aux satellites. La précision en distance est fonction de la transmission par le satellite, d'informations indiquant qu'il est en état de fonctionner et de la transmission du code C/A par le satellite ; elle ne tient pas compte des défaillances des satellites en dehors des caractéristiques normales de fonctionnement. Les limites de précision en distance peuvent être dépassées lorsqu'il y a une défaillance ou une anomalie du satellite pendant que des données lui sont transmises. La limite d'erreur de distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La limite d'erreur sur l'accélération est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. Dans des conditions nominales, tous les satellites suivent les mêmes normes ; il convient donc aux fins de la modélisation de la disponibilité de supposer que tous les satellites ont une moyenne quadratique de l'erreur de mesure de distance pour l'usager

(URE) SIS RMS de 43,6 mètres. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.1.4 *Disponibilité.* La norme relative à la disponibilité s'applique aux opérations normales, ce qui signifie que les données de navigation actualisées sont transmises régulièrement aux satellites. La disponibilité est le pourcentage du temps sur tout intervalle de 24 heures, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 15 mètres (95 %) et un seuil vertical de 33 mètres (95 %) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant un intervalle de 24 heures. La disponibilité du service suppose une constellation qui répond aux critères du chapitre 3, § 3.7.3.1.1.7. Comme il est indiqué pour la précision en position, afin de maintenir la rétrocompatibilité, la norme de disponibilité sera respectée avec un récepteur SPS représentatif ne poursuivant que les PRN 1 à 32.

4.1.1.5 *Fiabilité.* La fiabilité est le pourcentage du temps dans un intervalle de temps donné pendant lequel l'URE SIS SPS instantanée se maintient dans la limite d'erreur de distance, en un point quelconque de la zone de couverture, pour tous les satellites GPS en état de fonctionner. La norme de fiabilité est basée sur un intervalle de mesure d'un an et la moyenne des valeurs quotidiennes dans la zone de couverture. La pire fiabilité moyenne en un point suppose que la durée totale d'interruption de service de 18 heures se produira en ce point particulier (3 interruptions de 6 heures chacune).

4.1.1.6 *Défaillance de service majeure*

4.1.1.6.1 Une défaillance de service majeure se définit comme un état au cours d'un intervalle pendant lequel une erreur instantanée du signal de mesure de distance d'un satellite GPS en état de fonctionner et pouvant être poursuivi (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance de 4,42 fois la précision de distance pour l'usager à intégrité garantie (IAURA) diffusée par un satellite pendant plus longtemps que le délai d'alarme (10 s) admissible. Une défaillance de service majeure ne se produit que si aucune alarme n'est émise dans le délai d'alarme de 10 secondes. Les événements durant lesquels l'erreur instantanée de distance pour l'usager (URE) dépasse de 4,42 fois l'IAURA pour une durée totale de moins de 10 secondes ne sont pas comptés comme des défaillances de service majeures. Une fois qu'une alarme a été émise, l'événement de défaillance de service majeure cesse d'avoir une incidence sur l'intégrité du SIS SPS.

4.1.1.6.2 L'URE SIS instantanée dépendra de la combinaison des composantes du SIS utilisées. Les normes relatives à la défaillance de service majeure s'appliquent aux utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence qui utilisent les combinaisons de composantes du SIS mentionnées dans le tableau D-2.

Tableau D-2. Combinaisons de composantes du SIS du SPS du GPS

Une seule porteuse, fréquence unique (SF)	*Deux porteuses, double fréquence (DF)*
Code C/A + données LNAV	codes (C/A + I5) + données CNAV
Code I5 + données CNAV	codes (C/A + Q5) + données CNAV
Code Q5 + données CNAV	codes (C/A + I5+Q5) + données CNAV
codes (I5+Q5) + données CNAV	

4.1.1.6.3 Pour les combinaisons de composantes du SIS utilisant des données LNAV, l'IAURA est égale à la limite supérieure de la valeur de l'URA correspondant à l'indice URA « N » actuellement diffusé par le satellite dans la sous-trame 1. Cette URA est spécifique au satellite émetteur. Pour les combinaisons de composantes du SIS utilisant des données CNAV, l'IAURA est la résultante quadratique (RSS) d'une fonction, dépendante de l'angle de site, de la limite supérieure de la composante URA_{ED} et d'une fonction, indépendante de l'angle de site, de la limite supérieure de la composante URA_{NED} actuellement émise par le satellite en messages de types 10 et 3x respectivement. Cette IAURA est également spécifique au satellite émetteur. Aucune IAURA n'est définie pour le signal électromagnétique d'un SPS marginal et il n'y a pas d'IAURA pour le signal électromagnétique d'un SPS hors d'état de fonctionner. Comme les URA et les IAURA varient dans le temps, une période de validité pour chacune est spécifiée dans les spécifications de l'interface GPS.

4.1.1.6.4 La valeur de déclenchement, R_{sat}, est définie comme la probabilité d'une défaillance de service majeure d'un satellite quelconque au cours d'une heure donnée lorsque l'URE instantanée maximale du SIS du SPS n'a pas dépassé 4,42 fois l'IAURA au début de cette heure. La durée moyenne de l'anomalie est d'une heure et la durée du pire scénario est de six heures.

4.1.1.6.5 Les probabilités d'une défaillance de service majeure d'un satellite particulier (P_{sat}) et d'une défaillance de service majeure de causes communes pour plusieurs satellites (P_{const}) sont des probabilités d'état instantané équivalant à la fraction de temps où l'URE instantanée du SIS du SPS dépasse de 4,42 fois l'IAURA pendant plus de 10 secondes sans qu'une alarme soit émise dans ces 10 secondes.

4.1.1.6.6 La probabilité de 1×10^{-5} indiquée au chapitre 3, § 3.7.3.1.1.4 correspond à un maximum de 3 défaillances de service majeures, d'une durée d'une heure, pour toute la constellation, par année, en supposant une constellation maximale de 32 satellites.

4.1.1.7 *Continuité.* La continuité pour un satellite GPS en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du SPS continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours d'un intervalle de temps spécifié. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 48 heures ne contribuent pas à une perte de continuité.

4.1.1.8 *Couverture.* Le service de localisation standard dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 3 000 km.

4.1.1.9 *Opérations normales*. En mode d'opérations normales, le secteur de contrôle télécharge régulièrement sur les satellites des données de messages de navigation (NAV) actualisées. Le SIS du SPS indique lorsque le satellite est en mode d'opérations normales en réglant sur « 0 » l'indicateur d'intervalle d'ajustement du flux de données LNAV du signal en code C/A, conformément à la norme IS-GPS-200K. Lorsque l'indicateur d'intervalle d'ajustement est réglé sur « 1 » (un), le satellite fonctionne en mode élargi. Des normes spéciales de précision du SIS du SPS s'appliquent au mode élargi. Voir l'IS-GPS-200K pour plus de détails sur l'indicateur d'intervalle d'ajustement.

Note 1.— Il n'y a pas d'indicateur équivalent de « mode d'opérations normales » (indicateur d'intervalle d'ajustement) dans le flux de données CNAV sur le signal en code I5.

Note 2.— Des renseignements supplémentaires concernant les opérations normales figurent dans le GPS SPS PS, sections A.4.3.2 et A.4.3.3.

4.1.2 GLONASS

Note.— D'autres renseignements figurent dans les documents GLONASS FDMA ICD *et* GLONASS CDMA ICD General Description.

4.1.2.1 *Hypothèses.* La norme de performance est définie en supposant qu'un récepteur représentatif du canal de précision standard (CSA) est utilisé. Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes : conçu conformément à la norme ICD GLONASS ; utilise un angle de masquage de 5° ; utilise la mise en œuvre la plus récente du système de

coordonnées PZ-90 et les paramètres de conversion PZ-90 – WGS-84 indiqués à l'appendice B, § 3.1.2.5.2, pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ; génère une solution de position et de temps à partir des données diffusées par tous les satellites visibles ; compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance CSA et les mesures du signal de précision standard ; exclut de la solution de position les satellites GLONASS qui ne sont pas en état de fonctionner ; emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ; cesse la poursuite lorsqu'un satellite GLONASS arrête de transmettre le code de précision standard. La précision du transfert de temps s'applique à un récepteur stationnaire fonctionnant à un emplacement ayant fait l'objet d'un levé.

4.1.2.2 *Précision.* La précision est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 24 heures pour un point quelconque de la zone de couverture. La précision en positionnement et en temps des solutions à fréquence unique ne s'applique qu'au signal électromagnétique (SIS) et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples. La précision des solutions à double fréquence tient compte des erreurs ionosphériques résiduelles. La précision est établie en supposant que les deux pires satellites des 24 satellites sont retirés de la constellation et que l'erreur de distance pour l'usager (URE) SIS RMS de la constellation est de 6 mètres.

4.1.2.3 *Précision en distance.* La précision en distance est fonction de l'indication par le satellite qu'il est en état de fonctionner et de la transmission du code de précision standard par le satellite ; elle ne tient pas compte des défaillances des satellites en dehors des caractéristiques normales de fonctionnement. Les limites de précision en distance peuvent être dépassées lorsqu'il y a une défaillance ou une anomalie du satellite pendant que des données lui sont transmises. Le dépassement de la limite d'erreur de distance constitue une défaillance de service majeure (§ 4.1.2.6). La limite d'erreur de distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La limite d'erreur sur l'accélération est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La précision de l'erreur de distance sur tous les satellites est le seuil de 95 % de l'URE de tous les satellites sur un intervalle de 24 heures en un point quelconque de la zone de couverture. La précision de l'erreur de distance, quel que soit le satellite, est calculée sur un intervalle de 30 jours. Dans des conditions nominales, tous les satellites suivent les mêmes normes ; il convient donc aux fins de la modélisation de la disponibilité de supposer que tous les satellites ont une URE SIS RMS de 6 mètres. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.2.4 *Disponibilité.* La disponibilité est le pourcentage du temps sur tout intervalle de 24 heures, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 12 m (40 ft) et un seuil vertical de 25 m (80 ft) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant un intervalle de 24 heures. La disponibilité du service suppose la pire combinaison de deux satellites hors service.

4.1.2.4.1 *Disponibilité des satellites/constellations.* Il y a 24 satellites opérationnels disponibles en orbite avec une probabilité de 0,95 (moyenne pour un jour quelconque), un satellite étant opérationnel s'il est capable de transmettre, sans nécessairement transmettre, un signal de mesure de distance utilisable. Au moins 21 satellites des 24 positions nominales du plan/créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,98 (moyenne annuelle).

4.1.2.5 *Fiabilité.* La fiabilité est le pourcentage du temps dans un intervalle de temps donné pendant lequel l'URE SIS CSA instantanée se maintient dans la limite d'erreur de distance, en un point quelconque de la zone de couverture, pour tous les satellites GLONASS en état de fonctionner. La norme de fiabilité est basée sur un intervalle de mesure d'un an et la moyenne des valeurs quotidiennes dans la zone de couverture. La fiabilité moyenne en un point suppose que la durée totale d'interruption de service de 18 heures se produira en ce point particulier (trois interruptions de six heures chacune).

4.1.2.6 *Défaillance de service majeure.* Une défaillance de service majeure se définit comme un état au cours d'un intervalle pendant lequel une erreur du signal de mesure de distance d'un seul satellite GLONASS en état de fonctionner (à

l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance de 60 m (définie au chapitre 3, § 3.7.3.1.2.4).

4.1.2.7 *Dysfonctionnement de constellation*. Un dysfonctionnement de constellation se définit comme un état au cours d'un intervalle pendant lequel une erreur du signal de mesure de distance, qui est attribuable à une même cause et qui touche plus d'un satellite GLONASS en état de fonctionner (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur), dépasse la limite d'erreur de distance de 70 m (comme il est défini au chapitre 3, § 3.7.3.1.2.5).

4.1.2.8 *Continuité*. La continuité pour un satellite GLONASS en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du système GLONASS continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours d'un intervalle de temps spécifié. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 48 heures ne contribuent pas à une perte de continuité.

4.1.2.9 *Couverture.* Le CSA GLONASS dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 2 000 km.

4.1.2.10 *Temps GLONASS.* Le temps GLONASS est fondé sur l'heure du synchroniseur central GLONASS. Les variations journalières de l'horloge à hydrogène de ce dernier n'excèdent pas 5×10^{-14}. L'écart entre le temps GLONASS et l'échelle de temps nationale UTC-SU ne dépasse pas 1 ms, et le message de navigation contient des données permettant d'établir la correspondance à 0,7 μs près.

4.1.2.11 *Transformation des données GLONASS-M sur la date du jour en format commun.* Le paramètre N_T du message de navigation du satellite contient des données sur la date du jour. Ces données peuvent être transformées en format commun au moyen de l'algorithme suivant :

a) Le numéro de l'année courante J dans l'intervalle de quatre ans est calculé comme suit :

si $1 \leq N_T \leq 366$; J = 1 ;
si $367 \leq N_T \leq 731$; J = 2 ;
si $732 \leq N_T \leq 1\,096$; J = 3 ;
si $1\,097 \leq N_T \leq 1\,461$; J = 4.

b) L'année courante en format commun est calculée au moyen de la formule suivante :

$$Y = 1\,996 + 4\,(N_4 - 1) + (J - 1).$$

c) La date du jour et le mois courant (jj/mm) sont extraits de la table de référence stockée dans la mémoire ROM de l'équipement de l'usager. La table établit la correspondance entre le paramètre N_T et les dates en format commun.

4.1.2.11.1 *Système de coordonnées du GLONASS.* Le système de coordonnées utilisé par le GLONASS est le PZ-90 décrit dans le document intitulé *Parameters of Earth, 1990 (PZ-90),* publié par le service topographique du Ministère de la défense de la Fédération de Russie (Moscou).

4.1.2.11.2 Les paramètres PZ-90 comprennent les constantes géodésiques élémentaires, les dimensions de l'ellipsoïde terrestre commun, les caractéristiques du champ gravitationnel terrestre et les éléments définissant l'orientation de l'ellipsoïde de Krasovsky (système de coordonnées de 1942) par rapport à l'ellipsoïde terrestre commun.

4.1.2.11.3 Le système de coordonnées PZ-90 est défini comme étant un système cartésien géocentrique dont l'origine se situe au centre de la Terre. L'axe des z est orienté vers le pôle terrestre conventionnel, comme le recommande le Service international de la rotation terrestre. L'axe des x est orienté vers le point d'intersection entre le plan équatorial de la Terre et le méridien zéro défini par le Bureau international de l'heure. Quant à l'axe des y, il forme avec les deux autres un système de coordonnées cartésiennes dextrogyre.

4.1.2.11.4 Les systèmes de référence géodésique WGS-84 et PZ-90 sont maintenus en conformité avec le Repère international de référence terrestre (ITRF). Les paramètres en vigueur pour la conversion de coordonnées PZ-90 en coordonnées WGS-84 figurent à l'appendice B, § 3.1.2.5.2, mais l'application de valeurs précédentes de ces paramètres est encore valable tant que les exigences en matière de performance indiquées au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour l'opération considérée sont respectées.

4.1.3 Galileo

Note.— Des renseignements supplémentaires sur le service ouvert de Galileo figurent dans les documents Galileo OS SIS ICD *et* Galileo OS SDD.

4.1.3.1 *Hypothèses.* La norme de performance du service ouvert (OS) de Galileo est définie en supposant qu'un récepteur représentatif du service ouvert est utilisé. Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes :

a) conçu conformément à la norme Galileo OS SIS ICD ;

b) utilise un angle de masquage de 5° ;

c) utilise la réalisation la plus récente du repère de référence terrestre (GTRF) de Galileo pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ;

d) génère une solution de position et de temps à partir des données diffusées par tous les satellites visibles ;

e) exclut de la solution de position les signaux de Galileo qui ne sont pas en état de fonctionner ;

f) emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ;

g) n'utilise pas les données de navigation (éphémérides, correction d'horloge du satellite et paramètres du SISA) au-delà de la durée maximale de validité de 4 heures.

4.1.3.2 *Précision en position*

4.1.3.2.1 *Précision en position pour le service ouvert de Galileo à fréquence unique.* La précision en position horizontale/verticale est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 30 jours pour un point quelconque de la zone de couverture. La position est calculée à l'aide d'un SIS à fréquence unique en état de fonctionner. La précision en positionnement et en temps ne s'applique qu'au SIS et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples.

4.1.3.2.2 *Précision en position pour le service ouvert de Galileo à double fréquence.* La précision en position horizontale/verticale est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 30 jours pour un point quelconque de la zone de couverture. La position est calculée à l'aide d'un SIS à double fréquence en état de fonctionner. La précision en positionnement et en temps ne s'applique qu'au SIS et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples.

4.1.3.3 *Précision en distance.* La précision en distance de Galileo est définie comme une mesure statistique d'une série chronologique d'erreur de distance du SIS. Elle n'est mesurée que pour des périodes de temps où le SIS émis est en état de fonctionner. La précision en distance de Galileo est évaluée à toutes les valeurs d'âge des données, c'est-à-dire que la série chronologique des erreurs de distance du SIS examinera le message de navigation à l'âge des données auquel il a été observé. Elle est calculée pour les utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence. La limite d'erreur de distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture.

Le 95e percentile de la précision de l'erreur du SIS pour tout satellite est calculé sur un intervalle de 30 jours. Le 99,9e percentile de la précision de l'erreur du SIS pour tout satellite est normalisé annuellement.

4.1.3.3.1 *Précision du SIS.* La précision du SIS est une prédiction de l'écart-type minimum (1 sigma) de la distribution de Gauss non biaisée qui englobe la distribution prévisible de l'erreur de distance du SIS pour tous les emplacements possibles de l'utilisateur dans la zone de couverture du satellite. Le paramètre du SISA, diffusé dans le message de navigation du SIS de Galileo, donne à l'utilisateur une indication de la précision du SIS conformément à l'appendice B, § 3.1.3.1.3.4.2. Le paramètre du SISA peut assumer 255 valeurs. Néanmoins, lorsqu'il est utilisé pour déterminer l'état du SIS d'un satellite de Galileo, il doit être considéré comme un indicateur binaire, ses seules valeurs significatives étant « pas de prédiction de précision disponible » (NAPA) lorsque le SISA=255 ou « non NAPA » lorsque le SISA≠255. Les valeurs du SISA de 126 à 254 sont décrites comme des valeurs de réserve, et devraient être considérées comme « non NAPA ».

4.1.3.3.2 *BGD de Galileo.* Le BGD de Galileo est l'estimation du temps de propagation de groupe entre les différentes fréquences d'un satellite particulier de Galileo. Il est fourni dans le cadre des données de navigation diffusées par Galileo comme il est précisé dans l'appendice B, § 3.1.3.1.3.1 et 3.1.3.1.3.2.

4.1.3.4 *Précision de la détermination du temps UTC de Galileo.* La précision de la détermination du temps UTC de Galileo dépend à la fois de l'erreur de détermination instantanée du GST et de l'erreur dans la diffusion des paramètres de conversion GST-UTC. Le second élément est défini comme la précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo.

4.1.3.4.1 *Précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo.* La précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo est définie comme le 95e percentile de l'erreur des paramètres de conversion GST/UTC diffusés. La précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo est la composante SIS de la détermination d'ensemble du temps UTC de l'utilisateur qui est dérivée de la précision des paramètres GST-UTC diffusés. Elle ne comprend pas d'effets qui échappent au contrôle de l'exploitant de Galileo comme les contributions locales de l'usager selon les récepteurs ou les effets atmosphériques.

4.1.3.5 *Disponibilité du service.* La disponibilité du service est le pourcentage du temps sur un intervalle de 30 jours, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 10 m (95 %) et un seuil vertical de 16 m (95 %) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant l'intervalle de 30 jours. La disponibilité du service suppose une constellation qui remplit les critères définis au § 4.1.3.5.1.

4.1.3.5.1 *Disponibilité du SIS par créneau/constellation.* La probabilité qu'un créneau opérationnel dans la constellation de Galileo soit occupé par un satellite transmettant un SIS en état de fonctionner est supérieure à 0,95 (normalisée annuellement). Pour la configuration de base de Galileo, la probabilité qu'au moins 21 satellites des 24 positions nominales du créneau orbital soient en état de fonctionner et transmettent un signal de navigation est supérieure à 0,97 (normalisée annuellement). La disponibilité du SIS par constellation peut être dérivée de la disponibilité du SIS par créneau au moyen d'un modèle binomial.

4.1.3.6 *Probabilité de défaillance*

4.1.3.6.1 P_{sat}. P_{sat} est la probabilité que l'erreur instantanée du signal de mesure de distance d'un satellite de Galileo en état de fonctionner (à l'exception des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse k fois la précision de distance pour l'usager de Galileo (URA de Galileo). L'URA de Galileo dans la définition de P_{sat} correspond à $\sigma_{URA,DF}$ ou à $\sigma_{URA,SF}$ pour les utilisateurs de la double fréquence ou de la fréquence unique, respectivement. k est le nombre d'écarts-types par rapport à la moyenne correspondant à une probabilité de P_{sat} dans une distribution normale. Le facteur k est 4,17, correspondant à 3×10^{-5} la valeur P_{sat}. P_{sat} s'applique aux utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence, à n'importe quel moment et emplacement dans la zone de visibilité du satellite.

4.1.3.6.2 P_{const}. P_{const} est la probabilité que les erreurs instantanées du signal de mesure de distance de deux satellites de Galileo ou plus en état de fonctionner (à l'exception des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse k fois la

précision de distance pour l'utilisateur de Galileo (URA de Galileo) due à une défaillance commune. L'URA de Galileo dans la définition P_{const} correspond à $\sigma_{URA,DF}$ ou à $\sigma_{URA,SF}$ pour les utilisateurs de la double fréquence ou de la fréquence unique, respectivement. P_{const} s'applique aux utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence, à n'importe quel moment et emplacement dans les zones de visibilité respectives des satellites touchés.

4.1.3.6.3 $\sigma_{URA,DF}$. L'$\sigma_{URA,DF}$ de Galileo est défini comme l'écart type d'une distribution normale à moyenne nulle qui englobe la distribution réelle des erreurs de distance du SIS de manière plus probable que P_{sat}. L'$\sigma_{URA,DF}$ de Galileo s'applique à n'importe quel emplacement de l'utilisateur et à une combinaison à double fréquence E1/E5a d'un SIS en bon état.

4.1.3.6.4 $\sigma_{URA,SF}$. L'$\sigma_{URA,SF}$ de Galileo est défini comme l'écart type d'une distribution normale à moyenne nulle qui englobe la distribution réelle des erreurs de distance du SIS de manière plus probable que P_{sat}. L'$\sigma_{URA,SF}$ de Galileo s'applique à n'importe quel emplacement de l'utilisateur et à l'utilisateur d'un SIS à fréquence unique (E1 ou E5a) en bon état. L'$\sigma_{URA,SF}$ prend en considération le σ_{BGD} de Galileo et peut être dérivé de l'expression suivante :

$$\sigma_{URA,SF}^2 = \sigma_{URA,DF}^2 + {\gamma_f}^2 \cdot \sigma_{BGD}^2$$

où

γ_f représente le facteur d'inflation de fréquence égal à f_{E1}^2/f_{E5a}^2 pour les utilisateurs du signal E5a et à 1 pour les utilisateurs du signal E1.

4.1.3.6.5 σ_{BGD}. L'σ_{BGD} de Galileo est défini comme l'écart type d'une distribution normale à moyenne nulle qui englobe la distribution réelle des erreurs résiduelles du BGD de sorte que la probabilité d'erreurs non englobée est négligeable par rapport à P_{sat}. Les erreurs résiduelles de BGD sont les erreurs qui restent après avoir appliqué les corrections BGD de Galileo diffusées dans le message de navigation.

4.1.3.7 *Continuité.* La continuité pour un satellite de Galileo en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du service ouvert de Galileo continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours de la prochaine heure. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 48 heures ne contribuent pas à une perte de continuité du SIS.

4.1.3.8 *Couverture.* Le service ouvert de Galileo dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 30,48 km.

4.1.3.9 *Temps système Galileo (GST).* Le GST est une échelle de temps continue basée sur la définition de la seconde (selon le système international d'unités, SI) dont l'origine/instant de référence GST (t0) est défini comme étant 13 secondes avant 1999-08-22 00:00:00 UTC. L'information sur la synchronisation diffusée dans le SIS de Galileo (p. ex., décalages de l'horloge du satellite) est rapportée au GST. Cette information permet aux utilisateurs du service ouvert de Galileo d'estimer leur temps local rapporté à la réalisation du GST calculée par le récepteur du service ouvert de Galileo. Afin de mieux prendre en charge les applications de synchronisation basées sur l'UTC, le message de données du service ouvert de Galileo comprend des paramètres supplémentaires qui permettent aux utilisateurs du service ouvert de Galileo d'obtenir une réalisation du temps UTC en appliquant une correction au GST.

4.1.3.10 *Repère de référence terrestre de Galileo (GTRF).* Le GTRF est une réalisation indépendante hautement précise du Repère international de référence terrestre (ITRS) basé sur les estimations des coordonnées de chacun des sites de station de capteur (GSS) de Galileo. Le système Galileo utilise les informations géodésiques d'entrée pour produire les données de navigation (p. ex., éphémérides du satellite) rapportées au GTRF. Par conséquent, les coordonnées de la position de l'utilisateur dérivées des solutions de position de Galileo sont rapportées au GTRF. Du fait du bon alignement entre le GTRF et l'ITRF, les deux repères de référence sont considérés comme équivalents pour l'aviation. Le GTRF est régulièrement aligné si les nouvelles réalisations de l'ITRF sont publiées. Pour obtenir la position de tout repère de référence différent de l'ITRF, l'équipement de l'usager du service ouvert de Galileo doit appliquer les paramètres de transformation valides entre le dernier ITRF et le repère de référence souhaité. L'utilisateur du service ouvert de Galileo a la complète maîtrise et responsabilité de cette transformation. Concernant l'interopérabilité entre le GPS et Galileo, le repère de référence

terrestre WGS-84 du GPS et le GTRF sont deux réalisations de l'ITRF. Par conséquent, pour la plupart des applications du service ouvert de Galileo, un niveau élevé d'interopérabilité est assuré entre les positions spatiales obtenues par le GPS et celles qui sont obtenues par Galileo, sans intervention supplémentaire de l'équipement de l'usager.

4.1.3.11 *Âge des éphémérides.* L'âge des éphémérides correspond au temps écoulé entre la référence t_{0e} (fixé au début de chaque ensemble de données de navigation) et le temps de l'utilisation des éphémérides par un récepteur.

Note.— Des renseignements détaillés sur la manière de calculer l'âge des éphémérides figurent dans le document Galileo OS SDD*, annexe C, section 4.4.1.*

4.1.3.12 *Âge des données (AOD).* L'âge des données (AOD) est le temps écoulé entre la génération d'un message de navigation par le secteur au sol et son utilisation par l'utilisateur. Le vieillissement des données (caractérisé par l'âge des données) a une incidence sur la précision de l'orbite et des modèles d'horloge. La précision de leur prévision se dégrade inévitablement à mesure de leur vieillissement.

4.1.4 BDS

4.1.4.1 *Hypothèses.* La norme de performance part de l'hypothèse qu'on utilise un récepteur représentatif du service ouvert du BDS (OS du BDS). Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes : il est conçu conformément à la norme des documents de contrôle d'interface (ICD) du BDS ; il utilise un angle de masquage de 5 degrés pour les satellites en MEO et un angle de masquage de 12 degrés pour les satellites en IGSO ; il utilise la réalisation la plus récente du BDCS (équivalent au WGS-84) pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ; il compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance du service ouvert du BDS et les mesures du signal de précision standard ; il exclut de la solution de position les satellites BDS marginaux ou qui ne sont pas en état de fonctionner ; il emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ; il cesse la poursuite lorsqu'un satellite BDS arrête de transmettre le code de précision standard. La précision du transfert de temps s'applique à un récepteur stationnaire fonctionnant à un emplacement ayant fait l'objet d'un levé.

4.1.4.2 *Précision.* La précision de position est mesurée à l'aide d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 168 heures (sept jours sidéraux) à partir de tout point situé dans la zone de couverture. La précision de position et de synchronisation ne concerne que le SIS et ne tient pas compte des sources d'erreurs telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur ou les multitrajets. Son calcul se fait en excluant de la constellation les deux satellites les moins performants de tous les satellites opérationnels et en appliquant une erreur de distance pour l'utilisateur de 4,6 mètres au 95e percentile.

4.1.4.2.1 *Précision du transfert de temps.* La précision du transfert de temps est le 95e percentile de l'écart statistique entre la sortie du récepteur de signaux de rythme du service ouvert du BDS et le temps universel coordonné (UTC) maintenu par le NTSC en Chine. Il peut être utilisé pour évaluer la synchronisation du système de satellite de navigation.

4.1.4.3 *Précision en distance.* La précision est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 168 heures. La précision en distance dépend de l'indication par le satellite qu'il est en état de fonctionner et transmet le code de précision standard du service ouvert du BDS et elle ne tient pas compte des défaillances des satellites en dehors des caractéristiques normales de fonctionnement. Les limites de précision en distance peuvent être dépassées lorsqu'il y a une défaillance ou une anomalie du satellite pendant que des données lui sont transmises. Le dépassement de la limite d'erreur de distance constitue une défaillance de service majeure (§ 4.1.4.5). La limite d'erreur sur le taux de variation de la distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La limite d'erreur sur l'accélération est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. Dans des conditions nominales, tous les satellites suivent les mêmes normes ; il convient donc aux fins de la modélisation de la disponibilité de supposer que tous les satellites ont une URE de 4,6 mètres au 95e percentile. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.4.4 *Disponibilité.* La disponibilité est le pourcentage du temps sur tout intervalle de 168 heures, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 15 m (95 %) et un seuil vertical de 22 m (95 %) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant un intervalle de 168 heures. La disponibilité du service suppose la pire combinaison de deux satellites hors service.

4.1.4.4.1 *Disponibilité des satellites/de la constellation.* Au moins 24 satellites des 27 positions nominales du plan/créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,998 (moyenne annuelle). Au moins 21 satellites des 27 positions nominales du plan/créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,99999 (moyenne annuelle).

4.1.4.5 *Défaillance de service majeure*

4.1.4.5.1 Une défaillance de service majeure se définit comme un état pendant lequel l'erreur de mesure de distance du SIS d'un satellite (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance sans que les utilisateurs soient alertés. Pour les signaux B1I, la limite est de 4,42 fois la limite supérieure de la précision de distance pour l'usager correspondant à la valeur de l'indice d'URA (URAI) qui est transmis dans les messages de navigation D1, comme le décrit l'appendice B, § 3.1.4.1.3.1.2. Pour les signaux B1C et B2a, la limite est de 4,42 fois la valeur de l'indice de précision du SIS (SISA) calculée suivant les indications fournies dans l'appendice B, § 3.1.4.2.5. Le P_{sat} de 1×10^{-5} indiqué au chapitre 3, § 3.7.3.1.4.4.1, correspond au maximum de trois défaillances de service majeures pour chaque signal du service ouvert du BDS par année si on suppose une constellation de 30 satellites au maximum. Le délai moyen de notification est de 60 minutes.

4.1.4.5.2 La cause répandue de défaillance de service majeure serait le scénario dans lequel l'erreur de distance pour l'usager du SIS du service ouvert du BDS de deux satellites ou plus dépasse la limite de tolérance due à une défaillance commune sans réception d'une alerte par l'antenne récepteur de l'utilisateur. Pour les signaux B1I, la limite est de 4,42 fois la limite supérieure de la précision de distance pour l'usager correspondant à la valeur de l'indice d'URA (URAI) qui est transmis dans les messages de navigation D1, comme le décrit l'appendice B, § 3.1.4.1.3.1.2. Pour les signaux B1C et B2a, la limite est de 4,42 fois la valeur du SISA calculée suivant les indications fournies dans l'appendice B, § 3.1.4.2.5. Le P_{const} de 6×10^{-5} indiqué au chapitre 3, § 3.7.3.1.4.4.2, correspond à un maximum de 0,5 défaillance de service majeure due à une cause répandue pour l'ensemble de la constellation par année. Le délai moyen de notification est de 60 minutes.

4.1.4.6 *Continuité.* La continuité pour un satellite BDS en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du service ouvert du BDS continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours d'un intervalle de temps spécifié. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 24 heures ne contribuent pas à une perte de continuité.

4.1.4.7 *Couverture.* L'OS du BDS dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 1 000 km.

4.1.4.8 *Temps BDS.* Le temps de référence pour le BDS utilise le temps du Système de navigation par satellite BeiDou (BDT), décrit dans l'appendice B, § 3.1.4.4.

4.1.4.9 *Système de coordonnées du BDS.* Le BDS utilise le système de coordonnées BeiDou (BDCS).

4.1.4.9.1 *Origine, axe et échelle du BDCS.* L'origine est située au centre de masse de la Terre ; l'axe Z est la direction du pôle international de référence (IRP) de l'IERS (Service international de la rotation terrestre et des systèmes de référence) ; l'axe X est l'intersection du méridien international de référence (IRM) de l'IERS et le plan passant par l'origine et la normale jusqu'à l'axe Z ; l'ensemble axe Y, axe Z et axe X constitue un repère orthogonal droit. L'unité de longueur est le mètre du système international d'unités.

4.1.4.9.2 *Ellipsoïde du BDCS.* Le centre géométrique de l'ellipsoïde du BDCS coïncide avec le centre de masse de la Terre, et l'axe Z est l'axe de rotation de l'ellipsoïde du BDCS. Les paramètres de l'ellipsoïde du BDCS sont définis comme suit :

Demi-grand axe :	a = 6378137,0 m
Constante gravitationnelle géocentrique (y compris la masse de l'atmosphère de la Terre) :	$\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}$ m^3/s^2
Aplatissement :	f = 1/298,257222101
Vitesse de rotation de la Terre :	$\dot{\Omega}_e = 7{,}2921150 \times 10^{-5}$ rad/s

4.2 Dilution de la précision (DOP)

La valeur du paramètre DOP réduit la précision en position d'un facteur traduisant la géométrie des satellites visibles dans l'espace. Dans le cas de quatre satellites, la situation idéale (à laquelle correspond la DOP minimale) est celle où trois des satellites se trouvent régulièrement répartis à l'horizon, à un angle de site minimal, le quatrième se trouvant à la verticale de l'observateur. La forme du polygone satellitaire « dilue » en quelque sorte la précision en position.

4.3 Récepteur et antenne GNSS

4.3.1 Les spécifications de l'appendice B, § 3.8.3.1, déterminent le taux d'ellipticité des antennes. Les spécifications applicables aux antennes à fréquence unique ne régissent le taux d'ellipticité de l'antenne qu'à l'axe de pointage.

4.3.2 Il faut supposer une polarisation rectiligne de l'antenne embarquée pour les signaux GEO du SBAS reçus à de faibles angles de site. Par exemple, quand un signal GEO du SBAS reçu doit être fourni à un angle de site minimal de 5 degrés, il conviendrait de supposer que les antennes à fréquence unique sont à polarisation rectiligne avec un gain de −2,5 dBil (−5,5 dBic). Cet élément devrait être pris en compte dans le bilan de liaison des satellites GEO du SBAS pour s'assurer que le signal RF minimal reçu à la borne de l'antenne est conforme aux spécifications du chapitre 3, § 3.7.3.4.5.3.2 et 3.7.3.4.6.3.

4.3.3 Les défaillances imputables au récepteur peuvent avoir deux conséquences sur le système de navigation : l'arrêt des transmissions destinées à l'utilisateur ou l'envoi de données erronées. La spécification relative aux signaux électromagnétiques ne tient compte ni de l'une ni de l'autre.

4.3.4 L'erreur nominale de l'élément embarqué du GNSS est déterminée par le bruit du récepteur, le brouillage et les erreurs résiduelles liées aux trajets multiples et au modèle de retard troposphérique. Les spécifications relatives au bruit du récepteur embarqué du SBAS et du GBAS tiennent compte de l'effet du brouillage en deçà des spécifications énoncées à l'appendice B, § 3.7. Les performances requises ont été mesurées sur des récepteurs à corrélation étroite ou assurant le lissage du code.

4.3.5 La méthode pour déterminer le brouillage non aéronautique maximal tolérable dans la bande, dans les bandes voisines et hors bande consiste, pour chaque largeur de bande de brouillage BWi, à calculer la valeur la plus élevée du coefficient de séparation spectrale (SSC) pour tous les PRN et toutes les fréquences centrales $fc_i = fc_{L1orL5}$ +/- max(BW_{GNSS}/2, BWi/2), où BW_{GNSS} = 20 MHz. Pour toutes les modulations du signal GNSS (BPSK et MBOC) prises en compte dans les SARP, ce processus donne un brouillage non aéronautique maximal tolérable dans la bande et dans les bandes voisines qui augmente de façon monotone avec la BWi. Le brouillage maximal tolérable hors bande est évalué pour BWi = 1 kHz.

4.3.6 D'après la Note 5 du tableau B-171 de l'appendice B, ce tableau ne décrit pas les brouillages par impulsions non aéronautiques présents dans l'environnement à prendre en compte pour le canal L5 d'un récepteur L1/L5, vu leur incidence négligeable par rapport à ceux du DME/TACAN et du JTIDS/MIDS considérés dans l'environnement.

5. SYSTÈME DE RENFORCEMENT EMBARQUÉ (ABAS)

5.1 Le rôle de l'ABAS est de renforcer l'information provenant des autres éléments du GNSS par les données disponibles à bord de l'aéronef, et/ou de l'intégrer à ces données, afin de satisfaire aux spécifications énoncées au chapitre 3, § 3.7.2.4.

5.2 L'ABAS comporte des modes de traitement qui :

a) assurent le contrôle de l'intégrité pour le calcul de la position par l'utilisation de données redondantes (ex. : mesures de distance multiples). Le mode de contrôle met généralement en jeu deux fonctions, la détection et l'exclusion des anomalies. La première vise à dépister toute défaillance du système de positionnement. Cela fait, la fonction d'exclusion détermine l'origine de la défaillance (sans nécessairement chercher à en identifier la cause précise) et exclut l'élément fautif, ce qui permet au système de continuer à assurer la navigation sans interruption du service. Il y a deux grandes classes de contrôle de l'intégrité : le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM), qui n'utilise que les données GNSS, et le contrôle autonome de l'intégrité par l'aéronef (AAIM), qui utilise en plus les données fournies par les capteurs embarqués [altimètre barométrique, horloge, système de navigation par inertie (INS), etc.] ;

b) renforcent la continuité pour le calcul de la position par l'emploi des données fournies par les sources auxiliaires que sont l'INS, les altimètres barométriques et les chronomètres externes ;

c) renforcent la disponibilité pour le calcul de la position (analogue au renforcement de la continuité) ;

d) renforcent la précision par des techniques de filtrage et/ou l'estimation des erreurs résiduelles pour certaines plages de valeurs.

5.3 L'intégration des données non GNSS et des données GNSS peut se faire de deux façons :

a) par intégration directe au sein de l'algorithme de calcul GNSS (ex. : données altimétriques considérées comme une mesure supplémentaire effectuée par un satellite) ;

b) en dehors du calcul de la position GNSS proprement dit (ex. : comparaison des données altimétriques pour établir la cohérence avec la composante verticale de la position calculée, un drapeau signalant tout écart anormal).

5.4 Chaque mode de traitement comporte des avantages et des inconvénients et il est impossible de décrire toutes les possibilités d'intégration en utilisant des valeurs numériques précises des performances obtenues. Le même raisonnement s'applique lorsque plusieurs éléments du GNSS sont combinés (ex. : GPS et GLONASS).

6. SYSTÈME DE RENFORCEMENT SATELLITAIRE (SBAS)

6.1 Le SBAS peut assurer un service SBAS L1 renforçant les constellations GPS et/ou GLONASS, un service SBAS double fréquence, multiconstellation (DFMC) renforçant une ou plusieurs (jusqu'à quatre) constellations, ou les deux. Le SBAS L1 utilise les données des messages L1 pour appuyer le service à une seule fréquence, et le SBAS DFMC, les données des messages L5 pour appuyer le service SBAS DFMC. Les messages et les données des services SBAS L1 et SBAS DFMC sont indépendants ; les utilisateurs ne peuvent appliquer que les données transmises par le canal associé à l'un ou l'autre service. De plus, lorsque le SBAS assure les mesures de distance, le satellite SBAS peut servir de source de mesure de distance à une seule fréquence sur L1 au moyen des données L1, ou de source de mesure de distance double fréquence combinant les pseudodistances L1 et L5 au moyen des données L5. Le SBAS se compose de trois éléments :

a) l'infrastructure au sol ;

b) les satellites SBAS ;

c) le récepteur SBAS embarqué.

6.1.1 L'infrastructure au sol comprend les stations de contrôle et de traitement qui reçoivent l'information transmise par les satellites de navigation et génèrent les données d'intégrité, de correction et de mesure de distance qui constituent le signal SBAS. Les satellites SBAS retransmettent les données reçues du sol aux récepteurs SBAS embarqués qui déterminent la position et l'heure à partir des informations fournies par les satellites de la ou des constellations satellitaires de base et du SBAS. Les récepteurs SBAS embarqués obtiennent ensuite les données de correction et de mesure de distance et les utilisent pour déterminer l'intégrité de la position calculée et pour en améliorer la précision.

6.1.2 Le réseau sol du SBAS détermine la pseudodistance entre la source de mesure de distance et le récepteur SBAS situé en un point dont la position est connue, ce qui lui permet de fournir des corrections distinctes applicables aux erreurs des éphémérides de la source de mesure, aux erreurs d'horloge et, de plus, dans le cas du service SBAS L1 aux retards et aux erreurs liés à la propagation ionosphérique. L'utilisateur applique de son côté un modèle tenant compte des retards troposphériques.

6.1.3 L'erreur des éphémérides de la source de mesure de distance et l'erreur due à la dérive des horloges sont l'objet principal des corrections fournies par le service SBAS DFMC et dans la correction à long terme assurée par le service SBAS L1. L'erreur d'horloge de la source de mesure de distance est rectifiée en fonction de la correction à long terme et de l'erreur due aux effets troposphériques ; elle est l'objet principal de la correction rapide assurée par le service SBAS L1. Les erreurs dues à la propagation ionosphérique et relevant des nombreuses sources de mesure de distance en jeu sont combinées et ramenées à des erreurs définies à la verticale de points de grille ionosphérique prédéterminés. Ces erreurs sont l'objet principal des corrections des effets ionosphériques fournies par le service SBAS L1. Il n'est pas fourni de corrections rapides dans le cadre du service SBAS DFMC en raison de la lente dérive des horloges des constellations de base du GNSS. Il n'est pas fourni de corrections ionosphériques dans le cadre du service SBAS DFMC étant donné que celui-ci fournit des corrections pour des mesures de distance issues de la combinaison, sans le retard ionosphérique, de signaux satellitaires, qui élimine des mesures de distance la presque totalité du retard dû à l'ionosphère.

6.2 Zones de couverture et zones de service SBAS

6.2.1 Il est important de distinguer entre zones de couverture et zones de service du SBAS. Une zone de couverture correspond normalement à l'empreinte combinée des satellites SBAS et comprend une ou plusieurs zones de service. Les zones de service sont déclarées par les fournisseurs SBAS ou par l'État ou le groupe d'États qui gère le SBAS, pour les types d'opérations définis au tableau 3.7.2.4-1 (p. ex. opérations en route, APV-I, catégorie I) où les spécifications correspondantes de précision, d'intégrité et de continuité sont satisfaites avec une certaine disponibilité (soit 99 %). Certains fournisseurs SBAS publient les zones de service de leurs systèmes (p. ex. WAAS Performance Standard, EGNOS Service Definition Document et AIP). La zone de service pour les opérations en route peut être plus étendue que celle pour les opérations APV-I. Les zones de service du SBAS DFMC peuvent être plus étendues que celles du SBAS L1 pour les mêmes niveaux de service. Pour le récepteur GNSS, le SIS est utilisable dès que les niveaux de protection se trouvent au-dessous des seuils d'alarme pour l'opération prévue (VPL<VAL et HPL<HAL), que le récepteur GNSS se trouve ou non dans la zone de service correspondante définie par le fournisseur SBAS. Les systèmes SBAS prennent en charge les opérations fondées sur toutes les fonctions ou une partie des fonctions SBAS définies au chapitre 3, § 3.7.3.4.2. Ces fonctions se rattachent aux différents types d'opérations comme suit :

a) *Mesure de distance :* Fonction SBAS pouvant fournir une source de mesure de distance à une seule fréquence, soit L1. Une mesure de distance L1 peut être utilisée dans la solution SBAS ou pour les autres systèmes de renforcement (ABAS, GBAS ou autre SBAS) ; le SBAS peut fournir une source de mesure de distance à deux fréquences, soit L1 et L5, qui permet une position SBAS DFMC issue du système SBAS émetteur ;

b) *Indication de l'état de fonctionnement du satellite et fourniture des corrections différentielles de base :* Fonctions SBAS L1 assurées pour les opérations en route ou en région terminale, et pour les approches de non-précision. Les

opérations prises en charge peuvent différer (vols en navigation fondée sur les performances, par exemple) d'une zone de service à l'autre.

c) *Fourniture des corrections différentielles précises :* Fonction SBAS L1 assurée pour le service APV et les approches de précision. Les opérations prises en charge (APV-I et approches de précision de catégorie I) peuvent différer d'une zone de service à l'autre ;

d) *Fourniture des corrections différentielles sans le retard ionosphérique :* Fonction SBAS DFMC assurée pour les opérations en route, de région terminale, d'approche classique, APV et d'approche de précision (c.-à-d. APV-I et approche de précision de catégorie I). Différentes opérations (vols PBN, par exemple) peuvent être prises en charge dans différentes zones de service.

6.2.2 Les services de renforcement satellitaire sont assurés par le système de renforcement à couverture étendue (WAAS) (Amérique du Nord), le complément géostationnaire européen de navigation (EGNOS) (Europe et Afrique), le service de renforcement satellitaire Michibiki (MSAS) (Japon), le système de navigation renforcée GPS et GEO (GAGAN) (Inde). Le système de correction différentielle et de surveillance (SDCM) (Russie), le système de renforcement satellitaire BeiDou (BDSBAS) (Chine), le système de renforcement satellitaire coréen (KASS) (République de Corée), l'Augmented Navigation for Africa (ANGA) (ASECNA) et le Southern Positioning Augmentation Network (SouthPAN) (Australie et Nouvelle-Zélande), en cours d'élaboration, assureront aussi ces services.

6.2.3 Le SBAS peut assurer un service précis et fiable à l'extérieur de la ou des zones de service définies. Les fonctions de mesure de distance, d'indication de l'état de fonctionnement du satellite et de fourniture des corrections différentielles de base et des corrections différentielles sans le retard ionosphérique peuvent être utilisées dans toute la zone de couverture. Les performances assurées peuvent être suffisantes pour permettre la prise en charge des opérations en route et en région terminale et les approches de non-précision si des données de contrôle et d'intégrité sont fournies sur les satellites des constellations satellitaires de base et du SBAS. Le SBAS L1 atténue les erreurs qui ne peuvent pas être contrôlées par son réseau sol au moyen du message de type 27 ou du message de type 28. Le SBAS DFMC atténue les erreurs qui ne peuvent pas être contrôlées par son réseau sol au moyen du message de type 32.

6.2.4 Chaque État est responsable de l'approbation des opérations au SBAS à l'intérieur de son espace aérien. Dans certains cas, les États devront fournir l'infrastructure SBAS au sol liée à un SBAS. Dans d'autres cas, ils peuvent approuver les zones de service et les opérations au SBAS effectuées en utilisant les signaux SBAS disponibles. Dans un cas comme dans l'autre, il incombe à chaque État de s'assurer que le SBAS respecte les spécifications du chapitre 3, § 3.7.2.4, à l'intérieur de son espace aérien, et que des comptes rendus de l'état de fonctionnement des satellites et des NOTAM appropriés sont fournis dans son espace aérien.

6.2.5 Avant d'approuver les opérations au SBAS, un État doit déterminer si les opérations proposées sont adéquatement prises en charge par un ou plusieurs SBAS. Il doit plus particulièrement évaluer la possibilité d'utiliser les signaux SBAS compte tenu de l'emplacement relatif du réseau sol SBAS, et pourrait donc avoir à travailler en collaboration avec les États ou les organisations responsables de l'exploitation de ces SBAS. Si l'espace aérien est situé relativement loin du réseau sol SBAS, le nombre de satellites visibles pour lesquels ce SBAS fournit des comptes rendus d'état de fonctionnement et des corrections de base est réduit. Étant donné que les récepteurs SBAS peuvent traiter les données de deux SBAS L1 simultanément et, au besoin, utiliser la détection et l'exclusion des anomalies de façon autonome, la disponibilité peut être suffisante pour autoriser les opérations. Au contraire du service SBAS L1, qui ne peut fournir qu'une estimation du retard ionosphérique à proximité du réseau de référence SBAS, les corrections différentielles sans le retard ionosphérique procureront une solution valide dans l'espace aérien situé relativement loin du réseau de référence. Dans la plupart des cas, il y aura chevauchement des services DFMC entre les systèmes SBAS voisins, et les utilisateurs seront capables de passer directement d'un système SBAS à un autre. La combinaison de sources de mesure de distance corrigées par deux ou plusieurs services SBAS n'apporte aucun avantage mais assurerait une limitation supplémentaire des erreurs permettant de tenir compte des différences possibles entre les services SBAS. L'utilisation de plusieurs SBAS n'est donc pas permise lorsqu'il est fait appel au service double fréquence.

6.2.6 Avant de publier les procédures fondées sur les signaux SBAS, un État doit fournir un système de suivi de l'état de fonctionnement et de diffusion de NOTAM. Pour déterminer l'incidence d'une défaillance d'un élément du système sur le service, l'État doit utiliser un modèle mathématique de volume de service. Il peut soit obtenir le modèle de l'exploitant du SBAS, soit mettre au point son propre modèle. Ces modèles permettent, à partir des données sur l'état actuel et prévu des éléments de base du système et sur les endroits où l'État a autorisé les opérations, de déterminer l'espace aérien et les aéroports où risquent de se produire des interruptions de service ; ils pourraient également être utilisés pour créer des NOTAM. L'État peut obtenir les données sur l'état (actuel et prévu) des éléments du système nécessaires pour le modèle par le biais d'un accord bilatéral avec le fournisseur des services SBAS ou par l'établissement d'une connexion permettant de recevoir les données diffusées en temps réel, si le fournisseur choisit de communiquer les données de cette façon.

6.2.7 Les régions ou États participants se concerteront par l'entremise de l'OACI de façon que le SBAS assure une couverture mondiale continue, en tenant compte de la recommandation 2.2/2 b) de la treizième Conférence de navigation aérienne, qui demande aux États d'éviter en principe d'interdire l'utilisation d'éléments GNSS disponibles s'ils fonctionnent conformément aux SARP de l'OACI et satisfont à toutes les exigences de sécurité et exigences réglementaires applicables aux opérations prévues.

6.2.8 Étant donné le e chevauchement entre les couvertures des satellites du SBAS (leurs empreintes), il sera nécessaire que l'équipement SBAS gère la sélection et la transition entre les différents systèmes SBAS. Les récepteurs SBAS embarqués doivent à tout le moins pouvoir fonctionner à l'intérieur de la zone de couverture de n'importe quel SBAS. Tout fournisseur de services SBAS L1 seulement est en mesure de contrôler et de transmettre les données d'intégrité et de correction relatives aux satellites géostationnaires des autres fournisseurs. Dans le cas du SBAS L1, renforcer les satellites SBAS de télémétrie peut améliorer la disponibilité en créant d'autres sources de mesure de distance pour les récepteurs d'utilisateur qui peuvent poursuivre des satellites SBAS supplémentaires. Comme cette amélioration ne nécessite pas l'interconnexion des systèmes SBAS, tous les fournisseurs sont invités à agir en ce sens. Dans le cas du SBAS DFMC, le signal de mesure de distance du PRN SBAS en cours d'utilisation peut servir. Le signal de mesure de distance d'un ou de plusieurs autres satellites SBAS relevant du même fournisseur peut être utilisé avec les données de renforcement contenus dans le message de type 32. Le signal de mesure de distance d'autres fournisseurs de système SBAS ne peut pas être utilisé.

6.2.9 Un niveau supplémentaire d'intégration peut être obtenu par interconnexion des réseaux SBAS, par exemple sous forme d'une voie de communication par satellite distincte. Les SBAS peuvent alors échanger soit les mesures par satellite brutes fournies par une ou plusieurs stations de référence, soit les données traitées (corrections ou données d'intégrité) provenant de leurs stations principales respectives. Ces données peuvent servir à améliorer la fiabilité, la précision (grâce à l'établissement de moyennes) ou l'intégrité (à l'aide de contre-vérifications). La disponibilité augmentera également à l'intérieur des zones de service, et les performances techniques satisferont aux SARP sur le GNSS d'un bout à l'autre de la zone de couverture (meilleur contrôle des éphémérides satellitaires). En outre, les données SBAS de contrôle et d'état de fonctionnement peuvent être échangées pour faciliter la maintenance du système.

6.3 Intégrité

6.3.1 Les dispositions relatives à l'intégrité sont complexes, car certains attributs sont déterminés par le réseau au sol SBAS avant d'être intégrés aux signaux électromagnétiques, tandis que d'autres sont déterminés par l'équipement SBAS embarqué. Concernant les fonctions d'indication de l'état de fonctionnement du satellite et de fourniture des corrections différentielles de base et des corrections différentielles sans le retard ionosphérique, le réseau sol détermine une incertitude sur les erreurs pour les corrections d'éphémérides et d'horloge. Cette incertitude dépend de la variance de la distribution normale à moyenne nulle qui décrit l'erreur de distance différentielle pour l'utilisateur (UDRE) ou l'erreur de distance double fréquence (DFRE) pour chaque source de mesure de distance, après application des corrections rapides (SBAS L1) et à long terme (SBAS L1 et DFMC), compte non tenu des effets atmosphériques et des erreurs dues au récepteur.

6.3.2 Concernant la fonction de fourniture des corrections différentielles précises, une incertitude sur les erreurs est également déterminée pour la correction des effets ionosphériques. Cette incertitude dépend de la variance de la distribution normale à moyenne nulle qui décrit l'erreur résiduelle de mesure de distance de l'utilisateur due aux effets ionosphériques (UIRE) sur fréquence L1, pour chaque source de mesure de distance et après correction de ces effets. La variance est

déterminée à partir d'un modèle des effets ionosphériques en utilisant l'erreur GIVE (à la verticale des points de grille ionosphérique) diffusée.

6.3.3 Il existe une probabilité finie pour qu'un récepteur SBAS ne reçoive pas un message SBAS quelconque. Pour continuer d'assurer la navigation, le SBAS envoie alors des paramètres de dégradation dans les signaux électromagnétiques. Ces paramètres entrent dans divers modèles mathématiques qui caractérisent l'erreur résiduelle supplémentaire à partir des corrections différentielles de base, précises et sans le retard ionosphérique, en utilisant des données antérieures mais encore valides. Les modèles permettent ensuite de modifier comme il convient la variance des erreurs UDRE/DFRE et UIRE.

6.3.4 Le récepteur utilise les incertitudes décrites ci-dessus pour établir un modèle d'erreur applicable à la solution de navigation. Il le fait en rapportant les modèles d'erreur de pseudodistance à la donnée « position ». Le niveau de protection horizontale (HPL) borne l'erreur de position dans le sens horizontal par une probabilité découlant de la spécification d'intégrité. De même, le niveau de protection verticale (VPL) borne l'erreur dans le sens vertical. Si le niveau HPL calculé dépasse le seuil d'alarme horizontal (HAL) pour une opération donnée, l'intégrité du SBAS ne permet pas la prise en charge de cette opération. Il en est de même pour les approches de précision et APV si le niveau VPL excède le seuil d'alarme vertical (VAL).

6.3.5 L'une des tâches les plus difficiles du fournisseur de services SBAS est de déterminer les variances des erreurs UDRE/GIVE ou DFRE de façon à respecter les spécifications relatives à l'intégrité du niveau de protection sans que la disponibilité en souffre. Les performances d'un SBAS dépendent de la configuration, de l'étendue géographique et de la densité du réseau, du type et de la qualité des mesures utilisées, et des algorithmes de traitement des données. Les méthodes générales de détermination des variances du modèle sont décrites à la section 14.

6.3.6 *Erreur résiduelle d'horloge et d'éphémérides (σ_{UDRE})*. L'erreur résiduelle d'horloge est caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle vu que de nombreux récepteurs contribuent à l'erreur. L'erreur résiduelle d'éphémérides dépend de l'emplacement de l'utilisateur. Dans le cas de la fonction différentielle précise, le fournisseur SBAS doit s'assurer que l'erreur résiduelle pour tous les utilisateurs dans une zone de service définie est exprimée dans σ_{UDRE}. Dans le cas de la fonction de correction différentielle de base, l'erreur résiduelle d'éphémérides doit être évaluée et il se peut que sa valeur soit estimée négligeable.

6.3.7 *Erreur résiduelle d'horloge et d'éphémérides sans le retard ionosphérique (σ_{DFRE})*. L'erreur résiduelle d'horloge est bien caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle vu que de nombreux récepteurs contribuent à cette erreur. L'erreur résiduelle d'éphémérides dépend de l'emplacement de l'utilisateur. Pour la fonction de correction différentielle sans le retard ionosphérique, le fournisseur SBAS s'assurera que l'erreur résiduelle pour tous les utilisateurs dans une zone de couverture est reflétée dans σ_{DFRE}. L'erreur résiduelle doit tenir compte du bruit accru présent dans la combinaison double fréquence sans le retard ionosphérique.

6.3.8 *Erreur ionosphérique verticale (σ_{GIVE}).* L'erreur résiduelle due aux effets ionosphériques est représentée par une distribution normale à moyenne nulle vu que de nombreux récepteurs contribuent à l'estimation ionosphérique. Les erreurs sont dues au bruit de mesure, au modèle ionosphérique et à la décorrélation spatiale de l'ionosphère. L'erreur de position causée par l'erreur ionosphérique est atténuée par la corrélation positive de l'ionosphère elle-même. En outre, les queues de la distribution des erreurs ionosphériques résiduelles sont tronquées, car l'ionosphère ne peut pas créer de retard négatif et a donc un retard maximal.

6.3.9 *Erreurs de l'élément d'aéronef.* La contribution combinée des trajets multiples et du récepteur est délimitée comme il est décrit à la section 14. Cette erreur peut être divisée en contribution des trajets multiples et contribution du récepteur, comme il est défini à l'appendice B, § 3.6.5.5.1, et le modèle standard des trajets multiples décrit à l'appendice B, § 3.6.5.5.1.1.2, peut être utilisé. La contribution du récepteur peut être tirée des spécifications relatives à la précision (appendice B, § 3.5.8.2, 3.5.8.4.1 et 3.5.15.3.2) et extrapolée pour les conditions de signal normales. Plus précisément, on suppose que l'aéronef a $\sigma^2_{air} = \sigma^2_{récepteur} + \sigma^2_{trajets\ multiples}$, en partant du principe que la valeur du paramètre $\sigma_{récepteur}$ est la RMS_{pr_air} spécifiée pour l'équipement GBAS embarqué ayant l'indicateur de précision A et que le paramètre $\sigma_{trajets\ multiples}$ a la valeur spécifiée à l'appendice B, § 3.6.5.5.1, pour l'équipement SBAS L1, et § 3.5.15.3.4.1, pour l'équipement SBAS DFMC. La contribution de l'aéronef aux trajets multiples comprend les effets des réflexions sur l'aéronef lui-même ; elle ne comprend pas

les erreurs dues aux trajets multiples causés par les réflexions sur d'autres objets. Si l'expérience montre que ces erreurs sont importantes, elles devront être prises en compte dans la pratique. Le modèle standard des trajets multiples figurant à l'appendice B, § 3.5.15.3.4.1, tient compte de l'erreur due aux trajets multiples dans la combinaison sans le retard ionosphérique.

6.3.10 *Erreur troposphérique.* Le récepteur doit employer un modèle pour corriger les effets troposphériques. L'erreur résiduelle du modèle est limitée par l'erreur systématique et la variance maximales définies à l'appendice B, § 3.5.8.4.2, 3.5.8.4.3 et 3.5.15.3.4. Les effets de cette moyenne doivent être pris en compte par le sous-système sol. L'utilisateur embarqué applique un modèle spécifique pour l'erreur résiduelle due aux effets troposphériques (σ_{tropo}).

6.4 Caractéristiques radioélectriques

6.4.1 *Niveau minimal de la puissance du signal GEO SBAS L1.* L'équipement embarqué minimal (cf. RTCA/DO-229D) après le Changement 1 doit fonctionner avec une force de signal minimale de −164 dBW à la borne de l'antenne en présence de brouillage non RNSS (appendice B, § 3.7) et d'une densité de bruit RNSS composite de −172,8 dBm/Hz. En présence de brouillage, les récepteurs peuvent présenter des performances dégradées en poursuite si la force du signal à la borne de l'antenne est inférieure à −164 dBW (p. ex. avec les satellites GEO mis en orbite avant 2014). Un GEO qui produit un signal dont la puissance est inférieure à −164 dBW à la borne de l'antenne réceptrice, au sol, à un angle de site de 5 degrés, peut être utilisé pour garantir que le signal peut être suivi dans une zone de service située dans une zone de couverture définie par un angle de site minimal supérieur à 5 degrés (p. ex. 10 degrés). Dans ce cas, on peut tirer avantage des caractéristiques minimales de gain de l'antenne de référence (p. ex. RTCA/DO-301) pour faire un compromis entre la puissance du signal GEO et l'étendue de la zone de service dans laquelle il est nécessaire de fournir un signal pouvant être suivi. Lorsqu'ils prévoient introduire de nouvelles opérations fondées sur le SBAS, les États devraient faire une évaluation du niveau de puissance du signal par rapport au niveau de brouillage causé par des sources RNSS et non RNSS. Si le résultat de cette analyse montre que le niveau de brouillage ne nuit pas aux opérations, celles-ci peuvent alors être autorisées.

6.4.2 *Niveau minimal de la puissance du signal SBAS L5.* L'équipement embarqué minimal doit fonctionner avec une force de signal minimale de −158 dBW à la borne de l'antenne en présence de brouillage non RNSS (appendice B, § 3.7) et d'une densité de bruit RNSS composite de −171,4 dBm/Hz. Un satellite SBAS qui produit un signal dont la puissance est inférieure à –158 dBW à la borne de l'antenne réceptrice, au sol, à un angle de site de 5 degrés, peut être utilisé pour garantir que le signal peut être suivi dans une zone de service située dans une zone de couverture définie par un angle de site minimal supérieur à 5 degrés (p. ex. 10 degrés). Dans ce cas, on peut tirer avantage des caractéristiques de gain de l'antenne de référence pour faire un compromis entre la puissance du signal du satellite SBAS et l'étendue de la zone de service dans laquelle il est nécessaire de fournir un signal pouvant être suivi. Lorsqu'ils prévoient d'introduire de nouvelles opérations fondées sur le SBAS, les États devraient faire une évaluation du niveau de puissance du signal par rapport au niveau de brouillage causé par des sources RNSS et non RNSS. Si le résultat de cette analyse montre que le niveau de brouillage ne nuit pas aux opérations, celles-ci peuvent alors être autorisées.

6.4.3 *Temps du réseau SBAS.* Le temps du réseau SBAS est une référence temporelle contrôlée par le SBAS pour la définition des corrections. Quand les corrections sont utilisées, la position calculée de l'utilisateur est définie par rapport au temps du réseau SBAS et non au temps de la ou des constellations satellitaires de base. Dans le cas du SBAS L1 seulement, quand les corrections ne sont pas appliquées, la position calculée se rapporte à un temps composite constellation satellitaire de base-SBAS, tout dépendant des satellites utilisés, et la précision résultante dépend de l'écart entre les trois temps fournis. Le mélange de mesures non corrigées et de mesures corrigées SBAS n'est pas permis dans le SBAS DFMC. Les services SBAS L1 et SBAS DFMC sont indépendants. Le temps réseau utilisé pour le SBAS L1 et celui qui est utilisé pour le SBAS DFMC peuvent être différents. Dans le cas du SBAS DFMC, un identificateur de référence temporelle est diffusé dans le message de type 37 afin d'informer l'utilisateur du service DFMC de la référence temporelle de la constellation de base pilotant le temps réseau SBAS en mode SBAS DFMC (voir chapitre 3, § 3.7.3.4.7.2, qui spécifie la différence maximale entre le temps SNT et le temps de référence de la constellation de base). Il fait référence à la référence temporelle d'une constellation GNSS qui sera présumée être la constellation de référence lors du calcul de la position de l'utilisateur du SBAS et de l'estimation du décalage de temps pour ce qui est des autres constellations renforcées par le système SBAS.

6.4.4 *Codage à convolution et codage bi-binaire SBAS.* Le document RTCA/DO-229D après le Changement 1, appendice A, fournit des détails sur le codage et le décodage à convolution des messages SBAS L1. Des renseignements sur le codage et le décodage à convolution des messages SBAS DFMC figurent dans le document EUROCAE/ED-259, appendice A. Les signaux SBAS DFMC utilisent le codage bi-binaire (Manchester) (voir section 1). Les signaux SBAS L5 non codés en bi-binaire conviennent pour les essais et les activités de validation seulement. La figure D-19 illustre la convention du codage bi-binaire, selon laquelle une valeur de « 0 » est exprimée par une transition du bas vers le haut (« 0 » pendant la première moitié de la durée du bit et « 1 » pendant la seconde moitié) et une valeur de « 1 » est exprimée par une transition du haut vers le bas (« 1 » pendant la première moitié de la durée du bit et « 0 » pendant la seconde moitié).

6.4.5 *Synchronisation des messages.* Les décodeurs convolutionnels des utilisateurs introduisent un retard fixe (généralement 5 longueurs de contrainte, soit 35 bits) qui dépend des algorithmes mis en œuvre et dont ils doivent tenir compte pour déterminer le temps du réseau SBAS à partir du signal reçu.

6.4.6 *Caractéristiques du signal SBAS.* Les différences entre les caractéristiques de la phase relative et du temps de propagation de groupe des signaux SBAS et celles des signaux GPS peuvent créer une erreur systématique relative en distance dans les algorithmes de poursuite du récepteur. Le fournisseur de services SBAS est censé tenir compte de cette erreur, car elle a une incidence sur les récepteurs dont les caractéristiques de poursuite s'inscrivent dans les limites indiquées au § 8.11 ci-dessous et dans l'appendice B, § 3.5.15.1.1.3. Dans le cas des satellites géostationnaires prenant en charge la fonction de mesure de distance SBAS L1 pour laquelle les caractéristiques du filtre RF de bord ont été publiées dans le document RTCA/DO-229D après le Changement 1, appendice T, les fournisseurs de service SBAS sont censés s'assurer que les UDRE limitent les erreurs résiduelles, y compris les erreurs systématiques maximales en distance spécifiées dans le document RTCA/DO-229D après le Changement 1. Dans le cas des autres satellites SBAS qui prennent en charge la fonction de mesure de distance SBAS L1 ou SBAS DFMC, les fournisseurs de services SBAS sont censés travailler avec les fabricants d'équipement pour déterminer, par analyse, les erreurs systématiques maximales en distance que peuvent présenter les récepteurs actuels lorsqu'ils traitent ces satellites. On peut réduire ces incidences au minimum en veillant à ce que les satellites aient une grande largeur de bande de transmission et un faible temps de propagation de groupe dans toute la bande passante. De plus, l'erreur de poursuite SBAS DFMC visée à l'appendice B, § 3.5.15.4.1, est fondée sur la supposition que le signal SBAS L1 qui prend en charge la fonction de mesure de distance SBAS DFMC est un signal à large bande. Les fournisseurs de services SBAS sont censés veiller à ce que les DFRE limitent les erreurs résiduelles, y compris les erreurs systématiques de poursuite pour les signaux de mesure de distance SBAS DFMC.

6.4.7 *Codes de bruit pseudo-aléatoire (PRN) du SBAS.* Les récepteurs conformes au document RTCA/DO-229D avec le Changement 1 et les versions antérieures ne recherchent que les codes PRN de 120 à 138 (sur la plage complète de 120 à 158 indiquée au tableau B-21) ; par conséquent, ils ne peuvent ni acquérir ni poursuivre les signaux SBAS L1 identifiés par les codes PRN allant de 139 à 158. Les récepteurs conformes au document DO-229E et aux versions suivantes peuvent acquérir et poursuivre les signaux SBAS L1 identifiés par tous les codes PRN indiqués au tableau B-21. Le document EUROCAE/ED-259, appendice A, fournit une méthode pour la génération des codes PRN du SBAS L5.

6.4.8 *Bruit de phase de la porteuse SBAS L5*. Une façon pratique de satisfaire à la spécification relative au bruit de phase de la porteuse SBAS L5 consiste à se conformer au tableau suivant :

Tableau D-3. Bruit de phase de la porteuse L5

Décalage de fréquence par rapport à la porteuse (Hz)	*Bruit de phase par rapport à la porteuse (dBc/Hz)*
0	0
1	-19,5
5	-47,5
10	-52,5
10^2	-66,5
10^3	-74,5
10^4	-85,5
10^5	-90,5
3×10^5	-90,5
Supérieur à 10^6	-92,5

6.4.9 *Perte de corrélation croisée.* La perte de corrélation croisée est définie comme le rapport des deux produits de corrélation suivants : (1) le signal reçu réel corrélé avec un signal de référence non filtré parfait ; et (2) un signal non filtré parfait normalisé à la même puissance totale que le signal du cas (1), corrélé avec un signal de référence non filtré parfait. La perte de corrélation peut être calculée au moyen de l'équation suivante :

$$-20\ Log_{10}\left[\frac{C_{XY}}{\sqrt{C_{XX}}\ \sqrt{C_{YY}}}\right] < 1dB$$

où « C_{XX} » est la valeur résultant de la corrélation avec lui-même du signal de référence non filtré, « C_{YY} » est la valeur résultant de la corrélation avec lui-même du signal reçu réel, et « C_{XY} » est la valeur résultant de la corrélation du signal reçu réel avec le signal de référence non filtré lorsque ces deux signaux sont alignés de façon optimale pour une corrélation croisée maximale. Le terme entre crochets est le coefficient de corrélation entre le signal reçu réel et le signal de référence non filtré.

6.5 Caractéristiques des données du signal SBAS L1

6.5.1 *Messages SBAS.* En raison de la largeur de bande limitée, les données du signal SBAS L1 sont codées dans des messages conçus de manière à tenir au minimum le débit requis. Le document RTCA/DO-229D après le Changement 1, appendice A, contient des spécifications détaillées sur les messages SBAS.

6.5.2 *Intervalles entre diffusions des données.* Les intervalles maximaux entre les diffusions des messages SBAS L1 sont définis à l'appendice B, tableau B-92. Ces intervalles ont été définis de façon qu'un utilisateur qui pénètre dans la zone de service SBAS L1 soit en mesure de déterminer la position corrigée ainsi que les données d'intégrité SBAS en un temps raisonnable. Pour les opérations en route ou en région terminale et pour les approches de non-précision, toutes les données nécessaires seront reçues en au plus 2 minutes ; ce délai passe à 5 minutes dans le cas des approches de précision. Ces intervalles de séparation entre les messages ne garantissent pas les niveaux de précision définis au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. Pour

assurer un niveau de précision donné, chaque fournisseur de services adoptera un ensemble d'intervalles de diffusion prenant en compte différents paramètres, notamment le type de constellation (par exemple, GPS avec ou sans disponibilité sélective) et l'état de l'ionosphère.

6.5.3 *Délai d'alarme.* La figure D-2 précise le découpage dans le temps du délai d'alarme total défini au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. Les spécifications données à l'appendice B, § 3.5.7.3.1, 3.5.7.4.1 et 3.5.7.5.1 (correspondant respectivement aux fonctions d'indication de l'état de fonctionnement des satellites GNSS, de fourniture des corrections différentielles de base et de fourniture des corrections différentielles précises) comprennent la tranche de temps attribuée au secteur sol et au secteur spatial (voir figure D-2).

6.5.4 *Effets troposphériques.* Le retard troposphérique dépendant du lieu considéré, les utilisateurs calculeront eux-mêmes les corrections correspondantes. Une valeur estimée de ce retard est indiquée dans le document RTCA/DO-229D après le Changement 1 pour les approches de précision, mais d'autres modèles peuvent être utilisés.

6.5.5 *Trajets multiples.* Les trajets multiples constituent l'une des plus importantes sources d'erreurs de position dans le cas du SBAS L1, affectant aussi bien les éléments au sol que les éléments embarqués. Pour les premiers, il est recommandé avant tout de réduire ou de compenser les effets du mieux possible de façon à minimiser les incertitudes entachant les signaux électromagnétiques. De nombreuses techniques palliatives ont été étudiées sur le plan théorique ou pratique. La meilleure façon de mettre en œuvre des stations de référence SBAS comportant un minimum d'erreurs dues aux trajets multiples consiste à :

a) choisir une antenne à réduction des trajets multiples ;

b) recourir à la technique du plan de sol ;

c) veiller à placer l'antenne en un point peu sujet aux trajets multiples ;

d) choisir pour le récepteur un matériel et des techniques de traitement qui réduisent les trajets multiples.

6.5.6 *Identification des données du GLONASS.* Comme la conception actuelle du GLONASS ne fournit pas d'identificateur unique pour les ensembles de données d'éphémérides et d'horloge, le SBAS L1 utilisera un mécanisme spécial pour éviter toute ambiguïté dans l'application des corrections diffusées. Ce mécanisme est expliqué à la figure D-3. Le temps d'attente et l'intervalle de validité ainsi que les spécifications de codage correspondantes sont définis à l'appendice B, § 3.5.4. L'utilisateur ne peut appliquer les corrections à long terme reçues que si l'ensemble des données d'éphémérides et d'horloge GLONASS utilisé à bord est reçu à l'intérieur de l'intervalle de validité.

6.6 Bloc de données de segment d'approche finale (FAS) du SBAS

6.6.1 Le bloc de données FAS du SBAS concernant une procédure d'approche particulière est décrit à l'appendice B, § 3.5.8.4.2.6.1, et au tableau B-96. Une description supplémentaire des champs utilisés par l'équipement de l'usager du SBAS DFMC figure à l'appendice B, § 3.5.15.3.5. Le format est le même que celui du bloc de données FAS du GBAS défini à l'appendice B, § 3.6.4.5.1, et au tableau B-134, avec les exceptions suivantes. Le bloc de données FAS du SBAS contient aussi les seuils HAL et VAL à utiliser dans la procédure d'approche, comme il est décrit au § 6.3.4. L'équipement de l'usager du SBAS interprète certains champs différemment de l'équipement de l'usager du GBAS, et l'équipement de l'usager du SBAS DFMC utilise deux champs que l'équipement de l'usager du SBAS L1 n'utilise pas. Les nouveaux champs ont été définis de telle façon que les blocs de données FAS existants destinés au service SBAS L1 sont compatibles avec l'équipement de l'usager du SBAS DFMC. Les blocs de données FAS qui contiennent des codages APD différents de 0 sont destinés uniquement à l'équipement de l'usager du SBAS DFMC et ne devraient être installés que dans des aéronefs dotés d'un tel équipement.

6.6.2 Les blocs de données FAS pour les approches SBAS et certaines approches GBAS sont conservés dans une base de données commune embarquée qui peut être utilisée à la fois pour le SBAS et le GBAS. Dans cette base de données, des

canaux uniques doivent être assignés à chaque approche, en coordination avec les autorités civiles. Il incombe aux États de fournir les données FAS à incorporer dans la base de données.

6.6.3 Le tableau D-4 donne un exemple de codage du bloc de données FAS du SBAS. Cet exemple montre le codage des divers paramètres d'application, notamment des paramètres de contrôle de redondance cyclique (CRC). Les valeurs utilisées dans le tableau pour les paramètres des messages servent à illustrer le processus de codage des messages.

6.6.4 L'équipement de l'usager du SBAS DFMC utilise le champ du type d'opération contenu dans le bloc de données FAS afin de déterminer l'identificateur de fournisseur de services SBAS (SPID) nécessaire pour l'approche. Le service SBAS DFMC transmet un SPID de 5 bits alors que le bloc de données FAS ne prend en charge qu'un SPID de 4 bits. Pour différencier les 16 autres valeurs de SPID, l'équipement de l'usager du SBAS DFMC fait appel au champ du type d'opération. L'équipement d'usager qui reçoit une valeur de 0 pour le type d'opération ou qui ne lit pas le champ du type d'opération interprétera le SPID comme il est publié, avec des valeurs comprises entre 0 et 15. L'équipement d'usager qui reçoit une valeur de 8 pour le type d'opération ajoutera 16 à la valeur du SPID du bloc de données FAS, ce qui donne une gamme allant de 16 à 31. Cette gamme étendue ne peut être diffusée que dans le cadre du service SBAS DFMC et est destinée aux systèmes SBAS qui assurent seulement un service SBAS DFMC.

Tableau D-4. Exemple d'un bloc de données FAS du SBAS

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTI-LISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLU-TION*	*RÈGLES DE CODAGE (Note 5)*	*VALEURS DE CONCEPTION DES PROCÉDURES FOURNIES*	*VALEUR UTILISÉE POUR LE BLOC DE DONNÉES FAS*	*DÉFI-NITION BINAIRE*	*REPRÉSEN-TATION BINAIRE (Note 1)*	*REPRÉSEN-TATION HEXADÉCIMALE*
Type d'opération	4	[0..15]	1	0 : Procédure d'approche en ligne droite 1-7 : de réserve 8 : Approche en ligne droite, avec extension de l'identificateur de fournisseur de services SBAS 9-15 : de réserve (Note 1)	Approche en ligne droite	0	$m_4..m_1$	0000	08
Identificateur de fournisseur de services SBAS	4	[0..15]	1	Pour le type d'opération = 0 0-13 : Voir tableau B-25 14 : GBAS seulement 15 : Un fournisseur SBAS, quel qu'il soit Pour le type d'opération = 8 0-15: Identificateur du fournisseur de services SBAS 16 à 31 (voir tableau B-25)	EGNOS	1	$m_8..m_5$	0001	
Identificateur d'aéroport	32	$\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$	–	α_1, α_2, α_3 = [0..9, A..Z] $\alpha 4$ = [<espace>, 0..9, A..Z] D_{OUT} = valeur ASCII et 3F	LFBO	LFBO	$m_{40}..m_{33}$ $m_{32}..m_{25}$ $m_{24}..m_{17}$ $m_{16}..m_9$	'L' **00** 001100 'F' **00** 000110 'B' **00** 000010 'O' **00** 001111 (Note 2)	F0 40 60 30
Numéro de piste	6	[01..36]	1	–	14	14	$m_{46}..m_{41}$	001110	72
Lettre de piste	2	[0..3]	1	0 : Aucune lettre 1 : Droite 1 2 : Centre (C) 3 : Gauche (L)	R	1	m_{48} m_{47}	01	
Indicateur de performance d'approche	3	[0..7]	1	Voir appendice B, § 3.5.15.3.5	0 (SBAS L1 ou SBAS DFMC)	0	$m_{51}..m_{49}$	000	0B
Indicateur de route	5	α	–	α = [<espace>, A..Z] α ≠ I et α ≠ O	Z	Z	$m_{56}..m_{52}$	11010	

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTI-LISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLU-TION*	*RÈGLES DE CODAGE (Note 5)*	*VALEURS DE CONCEPTION DES PROCÉDURES FOURNIES*	*VALEUR UTILISÉE POUR LE BLOC DE DONNÉES FAS*	*DÉFI-NITION BINAIRE*	*REPRÉSEN-TATION BINAIRE (Note 1)*	*REPRÉSEN-TATION HEXADÉCIMALE*
Sélecteur de données de trajectoire de référence	8	[0..48]	–	N'est pas utilisé par le SBAS	0 (valeur par défaut)	0	$m_{64}..m_{57}$	00000000	00
Identificateur de trajectoire de référence	32	$\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$	–	α_1 = [E, M, W] α_2, α_3 = [0..9] α_4 = [<espace>, A, B, D..K, M..Q, S..Z] D_{OUT} = valeur ASCII et 3F	E14A	E14A	$m_{96}..m_{89}$ $m_{88}..m_{81}$ $m_{80}..m_{73}$ $m_{72}..m_{65}$	'E' **00** 000101 '1' **00** 110001 '4' **00** 110100 'A' **00** 000001 (Note 2)	80 2C 8C A0
Latitude LTP/FTP	32	[-90,0°.. 90,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> méthode d'arrondissement (Note 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> décimal (s) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 N : D_{OUT} S : complément à 2 (D_{OUT})	D_{IN} = 43°38'38,8103" N	D_{CONV1} = 43°38'38,8105" N D_{CONV2} = 157 118,8105 s D_{OUT} = 314237621	$m_{128}..m_{121}$ $m_{120}..m_{113}$ $m_{112}..m_{105}$ $m_{104}..m_{97}$	00010010 10111010 11100010 10110101	AD 47 5D 48
Longitude LTP/FTP	32	[-180,0°.. 180,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> méthode d'arrondissement (Note 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> décimal (s) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 E : D_{OUT} W : complément à 2 (D_{OUT})	D_{IN} = 001°20'45,3591" E	D_{CONV1} = 001°20'45,3590" E D_{CONV2} = 4 845,359 s D_{OUT} = 9690718	$m_{160}..m_{153}$ $m_{152}..m_{145}$ $m_{144}..m_{137}$ $m_{136}..m_{129}$	00000000 10010011 11011110 01011110	7A 7B C9 00
Hauteur LTP/FTP	16	[-512.. 6 041,5]	0,1 m	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) $D_{OUT} = (D_{IN} + 512)$ x 10	D_{IN} = 148,74 m	D_{CONV} = 148,7 D_{OUT} = 6607	$m_{176}..m_{169}$ $m_{168}..m_{161}$	00011001 11001111	F3 98
ΔLatitude FPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> méthode d'arrondissement (Note 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> décimal (s) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 + : D_{OUT} - : complément à 2 (D_{OUT})	D_{IN} = -0°01'37,8973"	D_{CONV1} = -00°01'37,8975" D_{CONV2} = -97,8975" D_{OUT} = complément à 2 (195795) D_{OUT} = 16 581 421	$m_{200}..m_{193}$ $m_{192}..m_{185}$ $m_{184}..m_{177}$	11111101 00000011 00101101	B4 C0 BF
ΔLongitude FPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> méthode d'arrondissement (Note 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> décimal (s) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 + : D_{OUT} - : complément à 2 (D_{OUT})	D_{IN} = 0°01'41,9329"	D_{CONV1} = 0°01'41,9330" D_{CONV2} = 101,9330" D_{OUT} = 203 866	$m_{224}..m_{217}$ $m_{216}..m_{209}$ $m_{208}..m_{201}$	00000011 00011100 01011010	5A 38 C0
TCH à l'approche	15	[0..1 638,35 m] [0..3 276,7 ft]	0,05 m 0,1 ft	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) m : $D_{OUT} = D_{IN}$ x 20 ft : $D_{OUT} = D_{IN}$ x 10	D_{IN} = 15,00 m	D_{CONV} = 15,00 m D_{OUT} = 300	$m_{239}..m_{233}$ $m_{232}..m_{225}$	0000001 00101100	34 81
Indicateur d'unité TCH à l'approche	1	[0,1]	–	0 : pieds 1 : mètres	m	1	m_{240}	1	
Angle de l'alignement de descente (GPA)	16	[0..90,00°]	0,01°	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) $D_{OUT} = D_{IN}$ x 100	D_{IN} = 3,00°	D_{CONV} = 3,00° D_{OUT} = 300	$m_{256}..m_{249}$ $m_{248}..m_{241}$	00000001 00101100	34 80
Largeur de radioalignement	8	[80,00 m.. 143,75 m]	0,25 m	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) $D_{OUT} = (D_{CONV} - 80)$ x 4	D_{IN} = 105,00 m	D_{CONV} = 105,00 m D_{OUT} = 100	$m_{264}..m_{257}$	01100100	26
ΔÉcart longitudinal	8	[0..2 032 m]	8 m	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) D_{OUT} = (division entière de D_{CONV} par 8) + 1 D_{OUT} = 255 : valeur non fournie	D_{IN} = 284,86 m	D_{CONV} = 288 m D_{OUT} = 36	$m_{272}..m_{265}$	00100100	24

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTI-LISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLU-TION*	*RÈGLES DE CODAGE (Note 5)*	*VALEURS DE CONCEPTION DES PROCÉDURES FOURNIES*	*VALEUR UTILISÉE POUR LE BLOC DE DONNÉES FAS*	*DÉFI-NITION BINAIRE*	*REPRÉSEN-TATION BINAIRE (Note 1)*	*REPRÉSEN-TATION HEXADÉCIMALE*
Seuil d'alarme horizontal (HAL)	8	[0..50,8 m]	0,2 m	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) D_{OUT} = D_{IN} * 5	D_{IN} = 40,0 m	D_{CONV} = 40,0 m D_{OUT} = 200	$m_{280}..m_{273}$	11001000	13
Seuil d'alarme vertical (VAL)	8	[0..50,8 m]	0,2 m	D_{CONV} = arrondi (D_{IN}, résolution) D_{OUT} = valeur * 5 D_{OUT} = 0 : les écarts verticaux ne peuvent être utilisés	D_{IN} = 50,0 m	D_{CONV} = 50,0 m D_{OUT} = 250	$m_{288}..m_{281}$	11111010	5F
Code CRC du segment d'approche finale	32	[0..2^{32}-1]	–	D_{OUT} = reste (P(x) / Q(x))	–	–	$r_{32}..r_{25}$ $r_{24}..r_{17}$ $r_{16}..r_{9}$ $r_{8}..r_{1}$	10101110 11000011 01100100 10001111	75 C3 26 F1 (Note 4)

Notes.

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et le premier bit transmis au calculateur CRC.*
2. *Les deux bits les plus significatifs de chaque octet sont mis à 0 (voir les caractères gras).*
3. *La méthode d'arrondissement est indiquée dans les PANS-OPS (Doc 8168), volume II.*
4. *La valeur du CRC du FAS est affichée dans l'ordre $r_{25}..r_{32}$, $r_{17}..r_{24}$, $r_{9}..r_{16}$, $r_{1}..r_{8}$, r_i étant le i^e coefficient du reste R(x) défini à l'appendice B, § 3.9.*
5. *D_{IN} : valeur brute des données, D_{CONV} : valeur des données convertie conformément aux règles de codage, D_{OUT} : valeur des données codée.*

6.6.5 L'équipement de l'usager du SBAS DFMC utilise le champ de l'indicateur de performance d'approche (APD) pour déterminer lequel des modes de service SBAS assure une performance suffisante pour la procédure visée par le bloc de données FAS. Les modes de service sont les suivants : SBAS L1, SBAS DFMC lorsqu'une ou plusieurs constellations renforcées peuvent être utilisées, et SBAS DFMC lorsque deux constellations renforcées ou plus peuvent être utilisées. Une constellation peut être utilisée lorsque le SBAS assure le renforcement et que l'équipement de l'usager peut en tirer parti. Dans le cas des procédures utilisant un niveau de performance APV, l'équipement de l'usager peut vérifier le ou les niveaux de protection calculés en fonction du ou des seuils d'alarme associés afin de déterminer le caractère approprié de la navigation. Dans le cas des procédures utilisant le niveau de performance de catégorie 1, l'intégrité visée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, Note 2, impose une analyse de sécurité spécifique au système lorsque le VAL est supérieur à 10 m. Cela inclut une évaluation de performance faite par le fournisseur de services SBAS et que l'ANSP peut utiliser afin d'appuyer la décision sur le codage APD des procédures publiées. Étant donné que le volume de service du SBAS DFMC sera considérablement plus grand que celui du SBAS L1, les ANSP pourront publier des procédures d'approche basées sur le service SBAS DFMC qui ne peuvent pas être pleinement prises en charge par un service SBAS L1 associé. Dans certaines circonstances, le service SBAS L1 pourrait ne pas remplir les critères de disponibilité ou de continuité pour l'approche, mais il pourrait répondre aux spécifications de performance et être utilisé, s'il est disponible. Les ANSP peuvent alors publier la procédure avec un codage APD de 5 ou 6 compte tenu de la performance du service SBAS L1 assurée par le fournisseur de services SBAS. Dans certaines conditions, lorsque le service SBAS L1 ne remplit pas les critères énoncés au § 3.3.9 ou lorsque l'ANSP détermine que le service SBAS L1 ne peut pas être utilisé, les ANSP peuvent publier des procédures avec un codage APD de 1 ou 2. Le tableau ci-dessous donne une idée des circonstances dans lesquelles les divers codages APD sont appropriés. Les ANSP donnent aux procédures SBAS DFMC un codage APD de 1 ou 2 lorsqu'il n'y a pas de service SBAS L1 disponible pour appuyer l'approche publiée.

0	• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque le service SBAS L1 remplit les critères de disponibilité et de continuité. • Toute procédure utilisant le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS L1 remplit les critères de disponibilité et de continuité et respecte l'évaluation de sécurité spécifique au système.
1	• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque l'ANSP veut contrôler l'opération en mode DFMC seulement avec au moins une constellation. • Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS DFMC avec au moins une constellation permet de respecter l'évaluation de sécurité spécifique au système mais qu'un service SBAS L1 ne le permettrait pas.
2	• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque l'ANSP veut contrôler l'opération en mode DFMC seulement et que deux constellations ou plus sont nécessaires au respect des critères de disponibilité et de continuité du service SBAS DFMC. • Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS DFMC est conforme à l'évaluation de sécurité spécifique au système mais qu'un service SBAS L1 n'y serait pas conforme, et que deux constellations ou plus sont nécessaires au respect des critères de disponibilité et de continuité du service SBAS DFMC.
5	• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsqu'il n'est pas prévu que le service SBAS L1 remplisse les critères de disponibilité ou de continuité tandis que le service SBAS DFMC respecte les critères de disponibilité et de continuité avec au moins une constellation. • Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS DFMC et le service SBAS L1 permettent tous deux de respecter l'évaluation de sécurité spécifique au système, bien qu'il ne soit pas prévu que le service SBAS L1 remplisse les critères de disponibilité et/ou de continuité.
6	• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque seule l'utilisation d'un service SBAS DFMC renforçant plus d'une constellation permet de remplir les critères de disponibilité et de continuité. Il n'est pas prévu qu'un SBAS DFMC à une seule constellation, ni un service SBAS L1 remplissent les critères de disponibilité et de continuité. • Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque seule l'utilisation d'un service SBAS DFMC renforçant plus d'une constellation permet de remplir les critères de disponibilité et de continuité. Il n'est pas prévu qu'un SBAS DFMC à une seule constellation ni un service SBAS L1 remplissent les critères de disponibilité et/ou de continuité, mais tous les services respectent l'évaluation de sécurité spécifique au système.

6.6.6 L'équipement d'usager qui n'est pas conçu pour traiter le signal SBAS DFMC (p. ex. conforme aux normes RTCA/DO-229) n'a pas à utiliser le champ APD (voir chapitre 3, appendice B, § 3.5.8.4.2.6.1), mais l'équipement SBAS DFMC utilise ce champ. Les procédures SBAS élaborées pour le service SBAS L1 utilisent un APD positionné à « 0 ». Le codage « 0 » est donc retenu pour les procédures prises en charge à la fois par le SBAS L1 et par le SBAS DFMC. L'équipement d'usager SBAS qui n'est pas conçu pour traiter le signal SBAS DFMC (p. ex. conforme aux normes RTCA/DO-229) ne devrait être utilisé qu'en combinaison avec les blocs de données FAS avec APD positionné « 0 ».

6.7 Considérations relatives au SBAS DFMC

6.7.1 *Intervalles de transmission des données*. Les intervalles maximaux de transmission entre les messages SBAS DFMC sont spécifiés à l'appendice B, tableau B-119. Ces intervalles sont tels qu'un usager qui entre dans la zone de couverture du SBAS DMFC peut produire une position corrigée et les informations d'intégrité fournies par le SBAS dans un délai raisonnable. Pour les opérations en route, de région terminale, NPA et d'approche de précision, toutes les données nécessaires seront reçues en moins de 3 minutes compte tenu d'un maximum de 92 satellites configurés dans le masque SBAS DFMC. Les intervalles maximaux entre les transmissions ne justifient pas un niveau particulier de précision comme il est défini au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. Afin d'assurer une performance de précision donnée, chaque fournisseur de

services adoptera un ensemble d'intervalles de transmission qui tient compte de différents paramètres, comme le nombre de constellations renforcées et le nombre de satellites SBAS que le fournisseur utilise.

6.7.2 Masque SBAS DFMC

6.7.2.1 *Paramètres de masque SBAS*. L'appendice B, tableau B-99, met en correspondance le masque de satellite SBAS DFMC et les satellites GNSS. Il a été décidé de désigner, dans chaque constellation, des satellites particuliers qui pourraient être renforcés en mode SBAS DFMC. Il s'agit des numéros de PRN GPS 1 à 32 et 120 à 158 (PRN SBAS), des numéros d'identification GLONASS 1 à 37, des identificateurs de véhicule spatial (SVID) Galileo 1 à 36 et des numéros de code de mesure de distance BDS 1 à 37. Si une constellation quelconque émet un signal provenant d'un satellite identifié par un paramètre dont la valeur excède la gamme spécifiée, ce satellite n'est pas admissible à un renforcement SBAS DFMC. Le masque SBAS DFMC contenu dans un message de type 31 est indépendant du masque SBAS L1 contenu dans un message de type 1 même si les deux services sont assurés par un même fournisseur de SBAS.

6.7.2.2 *Transition de masque SBAS.* Comme la norme ne précise pas comment réaliser une transition de masque, les fournisseurs de SBAS pourraient choisir des stratégies de transition différentes. L'usager a besoin d'un masque valide pour décoder les données d'intégrité envoyées toutes les six secondes au moyen des messages de type 34, 35 ou 36. Il doit recevoir un message d'intégrité valide au moins toutes les 12 secondes pour poursuivre les opérations verticales puisque les paramètres d'intégrité arrivent à expiration après 12 secondes. Le message de masque de satellite (type 31) est valide pendant 360 secondes. Une méthode pour les transitions de masque consisterait donc à amorcer la transition avec la transmission d'un nouveau message de type 31 tout en continuant de faire référence au message d'intégrité de type 31 précédent. Après le deuxième (ou le troisième) nouveau message de type 31, le SBAS effectuerait la transition des messages d'intégrité de façon à utiliser le nouveau message de masque de satellite. Les usagers devraient pouvoir recevoir le nouveau masque de satellite après deux ou trois envois et, dans l'intervalle, continuer de fonctionner normalement. D'autres options pourraient être utilisées pour la transition de masque de satellite, comme la transmission de deux messages d'intégrité par cycle, un utilisant l'ancien masque de satellite et l'autre, le nouveau masque. Les fournisseurs de SBAS doivent évaluer comment le mécanisme de transition de masque SBAS influe sur la continuité du service dans l'éventualité où l'usager manque quelques messages.

6.7.3 *Génération de l'almanach et des éphémérides du SBAS DFMC.* Les messages d'éphémérides et d'almanach du SBAS DFMC sont destinés à fournir un ensemble de paramètre képlériens, ce qui rend possible l'utilisation de satellites SBAS en orbite non géostationnaire. Les messages d'éphémérides et d'almanach du SBAS DFMC permettent la diffusion de la position orbitale de satellites MEO, HEO, IGSO et GEO. Pour certains cas particuliers d'orbite, comme les orbites à faible inclinaison (géostationnaires) ou les orbites circulaires, à excentricité nulle, quelques-uns des paramètres képlériens ne sont pas bien définis et ne sont donc pas uniques. Il existe des ensembles valides de paramètres képlériens, et l'usager sera capable de déterminer la position du satellite selon qu'il convient à condition que le SBAS produise un ensemble valide de paramètres. Les fournisseurs de SBAS peuvent positionner les paramètres posant problème à des valeurs constantes, et les éphémérides ou l'almanach qui en résulteront convergeront vers une bonne solution. Comme l'intervalle de validité des éphémérides est court, le taux de variation de l'ascension droite du nœud ascendant (RAAN) a été retiré du calcul du SBAS. Une sélection appropriée de la correction en latitude peut rectifier l'erreur causée par le retrait du taux de variation de la RAAN dans le cas des satellites géostationnaires. Pour ce qui est des orbites inclinées, l'erreur n'est toujours pas négligeable, et la compensation doit tenir compte de la donnée iDOT en combinaison avec les données C_{us} et C_{uc}. Ces paramètres de correction ont été choisis en général du fait qu'elles permettent des corrections (à peu près) dans le sens de la trajectoire (C_{us}, C_{uc}) et en travers de la trajectoire (iDOT). Étant donné que l'élimination du taux de variation de la RAAN est traitée par d'autres paramètres, un long intervalle d'ajustement des paramètres peut réduire la précision de la position du satellite SBAS.

6.7.4 Considérations relatives à l'intégrité

6.7.4.1 *Généralités.* Les corrections SBAS éliminent l'erreur observable mais il reste une certaine incertitude sur l'erreur résiduelle. Le segment sol du SBAS sélectionne les DFRE à diffuser pour assurer un niveau de protection limitant les erreurs résiduelles de position de l'usager après l'application des corrections SBAS. Le segment sol du SBAS devrait tenir compte de la croissance de l'incertitude dans l'erreur nominale qui se produit lorsque l'usager applique des données de renforcement reçues qui sont encore valides (dont le délai d'expiration n'est pas échu), quelles qu'elles soient. Le segment sol du SBAS peut choisir et transmettre les paramètres de dégradation associés afin d'aider à maintenir cette limitation. Cela fait en sorte que des alarmes ne seront pas nécessaires en conditions normales durant la période de validité des corrections et des DFRE. À mesure que l'incertitude augmente, le SBAS peut augmenter les DFRE afin de maintenir une limitation adéquate. Sous réserve que les paramètres de dégradation ajoutent une limitation suffisante permettant de respecter les spécifications d'intégrité de l'appendice B, § 3.5.14.3, une augmentation des DFRE en vigueur pour couvrir un comportement nominal ne nécessitera pas une alarme pour protéger les usagers qui appliquent encore des valeurs actives plus anciennes. Comme il est spécifié à l'appendice B, § 3.5.14.4.2, le système SBAS doit contrôler les défauts de mesure de distance des satellites et l'applicabilité des données SBAS actives. Durant ce contrôle, il doit maintenir l'intégrité. Pour certains comportements contrôlés, comme l'emballement d'une horloge, si les erreurs ne sont pas incompatibles avec l'analyse de conception et d'intégrité du système SBAS et continuent d'être limitées par les DFRE actives diffusées précédemment en combinaison avec les paramètres de dégradation, le SBAS ne devrait pas produire une alarme afin de maintenir la continuité. Si le SBAS détermine que les données antérieures mais encore actives, une fois les dégradations appliquées, ne rempliront pas le critère d'intégrité, il produira une alarme pour le satellite concerné. L'alarme pourrait prendre la forme de valeurs DFREI plus grandes, y compris la valeur indiquant « Ne pas utiliser en mode SBAS ». Pour les autres cas contrôlés, comme la détection d'une qualité de signal anormale, il serait peut-être préférable que le SBAS produise directement une alarme indiquant « Ne pas utiliser en mode SBAS » pour le satellite en question.

6.7.4.2 *Mécanisme.* Il y a plusieurs façons de produire une alarme. La séquence d'alarme consiste en une émission d'au moins quatre instances de données consécutives qui atténueront les informations trompeuses. Pour des satellites individuels, il suffit souvent de diffuser des valeurs DFRE plus grandes pour limiter l'erreur. Cette mesure a pour effet de protéger toutes les données satellitaires, y compris celles qui sont associées à des délais d'expiration plus longs. Grâce à une telle utilisation des DFRE, une fois terminée la situation à l'origine de l'alarme, la performance nominale peut être rétablie rapidement par la transmission de valeurs DFRE nominales. Le SBAS devrait prévoir que l'usager ratera des messages et pourrait utiliser des données transmises précédemment qui ne sont pas encore arrivées à expiration. Lorsqu'il diffuse des valeurs DFRE plus grandes pour atténuer les informations trompeuses, le SBAS envoie les nouvelles valeurs dans au moins quatre messages consécutifs. Comme les termes de la DFRE se trouvent dans plusieurs messages différents, il est possible de combiner les messages pour réaliser la répétition (p. ex. quatre messages de type 32 consécutifs ; quatre messages de type 34/35/36 consécutifs ; suite de quatre messages de type 32 et messages d'intégrité ; etc.).

6.7.4.3 *Utilisation du message de type 0 comme moyen d'alarme.* Si nécessaire, pour supprimer des données actives du récepteur de l'usager, le SBAS peut transmettre des messages de type 0. Si les données actives donnent lieu à des informations trompeuses, le SBAS peut utiliser un message de type 0 comme moyen d'alarme et envoyer quatre messages de type 0 consécutifs. Sur réception de messages de type 0, les usagers abandonneront les données L5 transmises par le satellite émetteur sur la liaison associée. L'utilisation de messages de type 0 pour alerter les satellites individuels n'est généralement pas nécessaire, l'emploi de valeurs DFREI plus grandes pouvant servir à cette fin en ayant moins d'incidence sur le service SBAS.

6.7.4.4 *Messages manqués et utilisation de messages de type 0.* Comme l'alarme doit être envoyée quatre fois, un récepteur pourrait rater une alarme s'il manque quatre messages consécutifs. Pour la sécurité durant les opérations d'approche, lorsque le récepteur manque quatre messages, il doit invalider tous les DFREI/DFRECI (voir appendice B, § 3.5.15.1.4.15). Le récepteur pourrait continuer d'utiliser les données de correction lorsqu'il reçoit un ensemble approprié de DFREI sans autre changement, ce qui pourrait se produire avec la réception d'un message de type 35 ou 36. Le SBAS devrait tenir compte de la possibilité que le récepteur de l'usager ait manqué une séquence d'alarme et continuer à transmettre des DFREI ou des DFRECI compatibles avec la valeur de l'alarme pour toutes les données de correction qui restent valides. Cela vaut également pour la transmission de messages de type 0. Si l'usager manque quatre messages ou plus, il n'annulera que les DFREI/DFRECI et ne supprimera pas d'autres données. Le SBAS devrait donc examiner comment reprendre la séquence

de transmission nominale après une séquence d'alarme par messages de type 0. Il devrait continuer de diffuser des messages de type 0 ou mettre hors disponibilité les satellites affectés tant que les données diffusées trompeuses ne seront pas arrivées à expiration. La transition de l'alarme au moyen de messages de type 0 à l'alarme au moyen de l'indication « Ne pas utiliser pour le SBAS » peut permettre au récepteur d'utiliser plus tôt les nouvelles données SBAS.

6.7.5 Données d'intégrité

6.7.5.1 *Messages d'intégrité.* Le concept du SBAS DFMC prévoit trois types de message pour la communication des données d'intégrité, avec un intervalle de répétition n'excédant pas six secondes. Le SBAS DFMC diffusera les données d'intégrité de tous les satellites configurés dans le masque de satellite (message de type 31), et il peut utiliser n'importe quelle combinaison des types de message en question, à savoir les types 34, 35 et 36. Le message de type 35 fournit les données DFREI des 53 premiers satellites indiqués dans le message de masque (type 31), et il peut être le seul message utilisé lorsque le SBAS renforce 53 satellites ou moins. Le message de type 36 est similaire au message de type 35, et il est utilisé avec ce dernier pour transmettre les données DFREI des satellites 54 à 92. L'emploi d'un message de type 35 et d'un message de type 36 jumelés double le nombre de messages d'intégrité envoyés et pourrait réduire la capacité d'envoyer d'autres données (p. ex. données de correction) plus souvent par rapport au minimum requis. Le message de type 34 est une option permettant de diffuser les données d'intégrité d'un maximum de 92 satellites dans un même message SBAS.

6.7.5.2 *Utilisation du message d'intégrité.* Le message de type 34 offre la possibilité de fournir les données d'intégrité d'un maximum de 92 satellites au moyen d'un seul message, grâce à l'utilisation d'un indicateur à 2 bits d'évolution de la DFRE (DFRECI) au lieu d'un DFREI à 4 bits pour chaque satellite. Le message de type 32 contient le DFREI réel. Pour la plupart des opérations, le DFREI restera le même ou ne changera que d'un incrément durant le délai d'expiration le concernant. L'indicateur à 2 bits ne peut représenter que quatre états, comme suit : 1) le DFREI n'a pas changé, pour indiquer que tous les DFREI valides diffusés demeurent valides ; 2) augmenter le DFREI d'un cran (saut) ; 3) le message de type 34 indiquera un nouveau DFREI dans l'un de sept créneaux attribués aux mises à jour de ce paramètre ; 4) indiquer « Ne pas utiliser *[ce satellite]* pour le SBAS ». L'usager pourrait appliquer l'indicateur au dernier DFREI reçu qui n'est pas arrivé à expiration. La conception du système SBAS tient compte de la possibilité que l'usager manque des valeurs de DFREI et/ou de DFRECI transmises précédemment. Le SBAS ne peut pas prévoir que l'usager aura les DFREI les plus récents, et il contrôle toutes les données antérieures mais encore actives transmises afin de satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée à l'appendice B, § 3.5.14.3.1. Le SBAS peut fournir sept DFREI dans le message de type 34. Si le fournisseur du SBAS doit augmenter plus de sept DFREI de plus d'une valeur DFREI, il a deux options : positionner à « Ne pas utiliser pour le SBAS » les satellites qui ne peuvent pas être codés dans le champ DFREI, ou fournir les DFREI dans un message de type 35 ou 36. Le fournisseur du SBAS peut transmettre un DFRECI positionné à « 0 » correspondant à une valeur DFREI plus élevée existante alors qu'une valeur inférieure pourrait être transmise. Le saut du DFRECI n'est pas cumulatif et peut s'appliquer à tout DFREI transmis qui pourrait encore être valide. Chaque message de correction de satellite de type 32 contient un DFREI. Tout DFREI envoyé dans un message de type 32 est valide tant que le délai d'expiration associé n'est pas échu, à moins qu'un nouveau DFREI ait été envoyé dans plusieurs messages de type 34, 35 ou 36 consécutifs. Lorsque le SBAS envoie un nouveau DFREI dans tous les messages d'intégrité transmis durant la période de validité du DFREI, il peut considérer que l'usager aura le nouveau DFREI et que la valeur du DFREI transmis dans le message de type 32 précédent a été remplacée.

6.7.5.3 *Utilisation du message d'intégrité SBAS DFMC comme moyen d'alarme.* Quand un SBAS renforce 53 satellites ou moins ou utilise le message de type 34, il peut envoyer une séquence d'alarme constituée de messages consécutifs de type 34 ou 35 et satisfaire à la spécification applicable. Quand un SBAS renforce plus de 53 satellites et choisit d'utiliser le message jumelé de type 35/36, la logique d'alarme devient plus complexe. Si tous les satellites pour lesquels il faut envoyer une alarme figurent dans le même type de message, alors ce type de message pourrait être transmis plusieurs fois pour satisfaire à la spécification pertinente. Si les satellites pour lesquels il faut une alarme figurent à la fois dans un message de type 35 et dans un message de type 36, il sera nécessaire de passer à l'utilisation du message de type 34 ou du message de type 0 pour l'envoi des alarmes. L'utilisation du message de type 34 est l'option privilégiée pour limiter les perturbations du service, l'emploi du message de type 0 exigeant la récupération de toutes les données SBAS.

6.7.6 *Mise à jour du tableau DFREI*. Le message de type 37 contient des paramètres d'intégrité qui sont utilisés dans les équations des seuils HPL et VPL du SBAS DFMC. En particulier, il contient un tableau DFREI qui met en correspondance les valeurs DFREI transmises et les valeurs de l'écart type (sigma) de l'erreur de distance double fréquence associée à utiliser dans le calcul des niveaux de protection. Étant donné que le contenu du message de type 37 est lié à la conception du SBAS, on s'attend à ce que les paramètres de ce type de message changent rarement. Cependant, lorsque le contenu du message de type 37 change bel et bien, le fournisseur du SBAS devra veiller à ce que les récepteurs SBAS maintiennent l'intégrité durant le changement. Pour ce faire, il peut diffuser un message de type 0 afin de supprimer des récepteurs SBAS les données de message de type 37 précédentes, gonfler les valeurs de DFREI diffusées pour tous les satellites, envoyer une alarme pour les satellites qui pourraient ne pas maintenir l'intégrité, ou ne pas apporter de changement si les récepteurs SBAS maintiendront l'intégrité lorsqu'ils utilisent les données de tout message de type 37 diffusé valide.

6.7.7 *Délai d'alarme*. La figure D-2 précise aussi le découpage dans le temps du délai d'alarme total défini au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour ce qui est du SBAS DFMC.

6.7.8 *Effets troposphériques*. Le § 6.5.4 fait référence à une valeur estimée du retard troposphérique pour les approches de précision.

6.7.9 *Trajets multiples*. Les trajets multiples constituent la plus importante source d'erreur de position dans le cas du SBAS DFMC, affectant aussi bien les éléments au sol que les éléments embarqués, notamment en raison de la combinaison, sans le retard ionosphérique, des mesures double fréquence corrigées du SBAS. Les techniques palliatives pour les éléments au sol du SBAS, décrites au § 6.5.5, sont valables aussi pour le SBAS DFMC.

6.7.10 Remise à zéro du numéro de semaine. Un compte des remises à zéro du numéro de semaine ($WNRO_{compte}$) d'une valeur de 15 signifie que le paramètre n'est pas valide. Le récepteur SBAS DFMC peut utiliser le paramètre $WNRO_{compte}$ pour résoudre l'ambiguïté possible de la valeur tronquée du numéro de semaine (WN_x) transmise dans les données de navigation GNSS lorsque le SBAS diffuse une valeur de $WNRO_{compte}$ comprise entre 0 et 14. En pareil cas, le paramètre $WNRO_{compte}$ est traité comme suit :

- Si la valeur tronquée du numéro de semaine (WN_x) actuel de la constellation GNSS désignée par un message de type 37 est égale à la valeur maximale $\overline{WN} - 1$ et si le numéro du jour de semaine actuel est 7 et que le temps de référence t_a correspond au numéro de jour de semaine 1 dans le temps de référence de la constellation GNSS, le nombre total de semaines (WN) écoulées depuis le début du temps de référence GNSS est donné par l'équation suivante :

$$WN = \left(WNRO_{compte} - 1\right) \times \overline{WN} + WN_x = WNRO_{compte} \times \overline{WN} - 1$$

- Si la valeur tronquée du numéro de semaine (WN_x) actuel de la constellation GNSS désignée par un message de type 37 est de 0 et si le numéro du jour de semaine actuel est 1 et que le temps de référence t_a correspond au numéro de jour de semaine 7 dans le temps de référence de la constellation GNSS, le nombre total de semaines (WN) écoulées depuis le début du temps de référence GNSS est donné par l'équation suivante :

$$WN = \left(WNRO_{compte} + 1\right) \times \overline{WN} + WN_x = \left(WNRO_{compte} + 1\right) \times \overline{WN}$$

- Sinon :

$$WN = WNRO_{compte} \times \overline{WN} + WN_x$$

6.7.11 *Changements de jour.* Les paramètres t_d, t_a et t_e sont exprimés en secondes du jour, ajustées pour tenir compte des changements de jour. L'usager peut faire appel au mécanisme suivant afin de déterminer le jour de référence pour un paramètre t_d, t_a ou t_e reçu dans un message diffusé à l'impulsion t. Dans le cas d'un paramètre t_d, t et td étant exprimés en secondes du jour :

- Si $-43\,200 \leq (t_d - t) \leq 43\,199$, t_d est exprimé en secondes du jour de la diffusion du message ;

- Si (t_d -t) < –43 200, t_d est exprimé en secondes du jour suivant le jour de la diffusion du message ;
- Si (t_d -t) > 43 199, t_d est exprimé en secondes du jour précédant le jour de la diffusion du message ;

Le mécanisme ci-dessus peut être appliqué au paramètre t_a et t_e, en remplaçant t_d par t_a ou t_e.

6.7.12 *Calcul de la position en mode SBAS DFMC.* L'appendice B, § 3.5.12.4, décrit le protocole pour le calcul de la position SBAS en fonction de deux constellations renforcées par un SBAS. En supposant un SBAS renforçant un nombre N de constellations, N étant égal à trois ou plus, l'estimation par moindres carrés pondérés X linéarisée comprend N - 2 éléments supplémentaires pour les décalages temporels entre la constellation supplémentaire et la constellation de référence 1. De plus, la matrice d'observation G, décrite à l'appendice B, § 3.5.12.4, alinéa c), est modifiée de façon à intégrer N - 2 colonnes supplémentaires de paramètres temporels. Ces paramètres sont égaux à 1 pour tous les satellites de cette constellation précise lorsqu'on fixe le paramètre du numéro de colonne correspondant à la colonne de décalage de temps de cette constellation dans X. Dans les autres cas, ces paramètres temporels sont de 0.

6.7.12.1 *Matrice d'observation G de remplacement.* La solution de navigation SBAS DFMC peut être calculée à l'aide de la matrice d'observation G suivante, qui peut remplacer la matrice définie à l'appendice B, § 3.5.12.4 :

$$G_i = [-\cos El_i \cdot \sin Az_i \quad -\cos El_i \cdot \cos Az_i \quad -\sin El_i \quad n_{i,1} \quad n_{i,2}] = i^e \text{ rangée de } G$$

où

$n_{i,1}$ est « 1 » si le satellite fait partie de la constellation de référence C1, ou « 0 » s'il fait partie de la constellation C2 ;

$n_{i,2}$ est « 0 » si le satellite fait partie de la constellation de référence C1, ou « 1 » s'il fait partie de la constellation C2 ;

Si l'i^e rangée de G correspond à une mesure de distance SBAS :

$n_{i,1}$ est « 1 » si la constellation C1 est le GPS, sinon il est « 0 » ;

$n_{i,2}$ est « 1 » si la constellation C2 est le GPS, sinon il est « 0 ».

Si le SBAS fournissant la mesure de distance SBAS ne renforce pas le GPS, le décalage d'horloge du SBAS doit être résolu au moyen d'une inconnue supplémentaire :

$n_{i,3}$ est « 1 » si la constellation C1 et la constellation C2 ne sont pas le GPS (inconnue supplémentaire pour résoudre le décalage d'horloge de la constellation fournissant la mesure de distance SBAS).

Le vecteur de solution de navigation obtenu avec la matrice d'observation de remplacement est :

$$X = [x, y, z, ct_{C1}, ct_{C2}]$$

où

t_{C1} est l'erreur systématique d'horloge du récepteur par rapport au temps de référence de la constellation 1 ;

t_{C2} est l'erreur systématique d'horloge du récepteur par rapport au temps de référence de la constellation 2.

6.7.13 *Codes PRN doubles provenant d'un satellite SBAS*

6.7.13.1 *Attribution de codes PRN SBAS aux satellites*. Pour les approches guidées dans le plan vertical, l'analyse de sécurité du système suppose que l'équipement de l'usager poursuit deux satellites différents (identifiés par un code PRN), s'ils sont disponibles, afin d'améliorer la continuité de l'opération. La transmission de deux codes PRN par un même satellite SBAS présente ce satellite comme un point de défaillance commun entre les deux PRN SBAS et pourrait ne pas procurer le même niveau de continuité pour les opérations en question.

6.7.13.2 *Distances SBAS multiples provenant du même satellite*. La transmission de deux codes PRN de mesure de distance par le même satellite SBAS soulève une préoccupation, à savoir que l'équipement de l'usager utilisera les deux sources de mesure de distance comme si elles étaient indépendantes. S'il y a deux PRN de mesure de distance provenant du même satellite SBAS, le masque SBAS DFMC peut interdire l'utilisation des deux signaux de mesure de distance dans la même solution de position pour l'usager du SBAS DFMC étant donné que celui-ci est tenu d'utiliser toutes les données provenant d'un seul PRN SBAS. Un SBAS devrait donc empêcher l'utilisation du second signal de mesure de distance SBAS provenant d'un même satellite, en faisant en sorte que le second numéro de position de satellite PRN SBAS de télémétrie ne soit pas positionné à « 1 » dans le masque de satellite reçu au moyen du premier signal PRN SBAS, et inversement.

6.7.14 *Essais*. Avant d'être certifié pour une utilisation en aviation, le SBAS diffuse un message de type 0 « Ne pas utiliser ». L'équipement aéronautique traitera ce message en supprimant les données SBAS reçues du satellite SBAS concerné. Durant les essais préopérationnels, lorsque le SBAS est capable de calculer des données valides, certains fournisseurs de SBAS peuvent transmettre des données valides dans le message de type 0. Les récepteurs qui ne sont pas exploités en mode « sécurité de la vie » pourraient utiliser ces données pour calculer des solutions de position SBAS. Pour les messages L1, certains fournisseurs de SBAS remplissent le message de type 0 avec un contenu de message de type 2. Pour les messages L5, ils peuvent remplir le message de type 0 avec un contenu de message de type 34, 35 ou 36. Pour déterminer quel contenu de ces trois messages d'intégrité est transmis dans un message de type 0, les fournisseurs de SBAS peuvent utiliser les bits 222 et 223 conformément à la convention suivante :

« 00 »	Pas de données d'intégrité.
« 01 »	Contenu de message de type 34.
« 10 »	Contenu de message de type 35.
« 11 »	Contenu de message de type 36.

Les fournisseurs de SBAS peuvent choisir un codage différent des messages de type 0 pour les essais.

6.7.15 *Considérations relatives aux satellites non géostationnaires.* Il y a un certain nombre d'éléments à prendre en considération en ce qui concerne les satellites non géostationnaires. Du fait d'une excentricité de satellite plus élevée, les écarts de puissance et de décalage Doppler exigent une plus grande attention du fournisseur de SBAS. D'après les analyses, lorsque l'excentricité est supérieure à 0,15, le différentiel de puissance de l'orbite excède 3 dB et nécessite une fonction embarquée quelconque de contrôle de puissance. En raison de la variation de distance de l'orbite, la puissance de transmission d'un satellite peut être inférieure au minimum requis ou supérieure au maximum requis à un point quelconque de l'orbite. Lorsque l'excentricité est supérieure à 0,3, le décalage Doppler du satellite au périgée excédera le maximum spécifié pour ce décalage. Certains équipements d'usager pourraient ne plus être capables de poursuivre ce satellite au périgée. En règle générale, on utilise des orbites fortement excentriques pour augmenter le temps de séjour d'un satellite au-dessus d'une région particulière durant la portion de l'orbite correspondant à l'apogée. Ainsi, l'incapacité de l'équipement d'usager à poursuivre le satellite dans le voisinage du périgée pourrait ne pas avoir d'incidence sur le service SBAS prévu. Le décalage Doppler des satellites SBAS non géostationnaires est fixé à ± 7 kHz (appendice B, § 3.5.14.1.4), en ligne avec les analyses en question.

6.7.16 *Conversion du temps SNT en temps UTC*

6.7.16.1 Les usagers calculent le temps exprimé en SNT à chaque impulsion en déterminant la solution de navigation SBAS DFMC. Le message facultatif de type 42 fournit les paramètres pour la conversion du temps SNT en temps UTC.

6.7.16.2 Le temps SNT est aligné sur le temps de la constellation de base indiqué par l'identificateur de référence temporelle SBAS diffusé dans le message de type 37. La constellation de base transmet les paramètres pour la conversion du temps de la constellation de base en temps UTC, sans période de validité associée. Un fournisseur de services SBAS peut transmettre un message de type 42 contenant des paramètres de conversion en UTC qui correspondent à ceux qui sont diffusés par la constellation de base de référence, sans garantie quant à la période de validité en positionnant le paramètre pertinent à « 000 ». Les fournisseurs de services SBAS peuvent transmettre des messages de type 42 contenant d'autres valeurs de période de validité afin de permettre un service de conversion en temps UTC plus précis (voir appendice B, § 3.5.11.6).

6.7.16.3 En conditions de fonctionnement nominal, les paramètres de conversion en temps UTC transmis dans un message de type 42 sont valides pendant une période de temps égale à celle indiquée par le paramètre de la période de validité. Le paramètre de l'état de décalage UTC fournit un mécanisme permettant d'invalider les paramètres diffusés dans les messages de type 42 précédents dont la période de validité (VP) n'est pas échue. Pour ce faire, les usagers devraient éliminer les paramètres de conversion en temps UTC transmis dans ces messages et commencer à utiliser les paramètres contenus dans le plus récent message de type 42 reçu, le cas échéant (c.-à-d. identificateur de temps de référence UTC non positionné à « 7 »).

7. SYSTÈME DE RENFORCEMENT AU SOL (GBAS) ET SYSTÈME RÉGIONAL DE RENFORCEMENT AU SOL (GRAS)

Note.— Dans la présente section, sauf indication contraire expresse, le terme « procédure d'approche avec guidage vertical » (APV) désigne les approches APV-I et APV-II.

7.1 Description

7.1.1 Le GBAS se compose d'éléments au sol et d'éléments embarqués. Un sous-système sol GBAS comprend généralement un seul ensemble actif émetteur et antenne de diffusion VDB, appelé station émettrice, et plusieurs récepteurs de référence. Un sous-système sol GBAS peut comprendre plusieurs émetteurs et antennes de diffusion VDB qui utilisent un identificateur GBAS commun et une fréquence unique et diffusent des données identiques. Le sous-système sol GBAS peut prendre en charge tous les sous-systèmes embarqués présents dans son volume de service, fournissant à l'aéronef les données d'approche et corrections nécessaires ainsi que des données d'intégrité sur les satellites GNSS visibles. Les éléments sol et embarqués du GBAS sont classés selon les types de services qu'ils assurent (définis au § 7.1.2).

7.1.2 Les systèmes GBAS peuvent assurer deux types de services : des services d'approche et le service de localisation GBAS. Le service d'approche donne des indications sur les écarts pendant les segments d'approche finale à l'intérieur du volume de service d'approche. Le service de localisation GBAS fournit des données de position horizontale pour les opérations RNAV à l'intérieur du volume de service de localisation. Les deux types de services se distinguent par les différents critères de performance associés aux opérations particulières qu'ils prennent en charge (voir le tableau 3.7.2.4-1), y compris les différents niveaux d'intégrité (§ 7.5.1).

7.1.2.1 Les services d'approche GBAS se subdivisent en outre en plusieurs types appelés types de services d'approche GBAS (GAST). Un GAST est défini comme l'ensemble combiné des spécifications de performance et de fonctionnement bord et sol qui doivent être utilisées conjointement pour assurer un guidage d'approche avec des performances quantifiables. Quatre types de services d'approche sont actuellement définis : GAST A, GAST B, GAST C et GAST D. Les GAST A, B et C s'appliquent respectivement aux opérations classiques APV I, APV II et de catégorie I. Le GAST D a été introduit pour les opérations d'atterrissage et les opérations de décollage avec guidage par faible visibilité, y compris les opérations de catégorie III. À noter qu'aucune disposition n'a été formulée pour créer un type de service distinct pour prendre en charge les opérations de catégorie II, mais non celles de catégorie I et de catégorie III. Étant donné que l'équipement servant au GAST D fonctionnera de la même manière pour assurer les minimums de catégorie II et les minimums de catégorie III, le GAST D constitue un moyen de prendre en charge les opérations de catégorie II. Ces opérations peuvent éventuellement être

assurées au moyen du GAST C utilisé avec une intégration appropriée du niveau de l'avion. Une analogie serait l'autorisation, dans au moins un État, de minimums inférieurs à la catégorie I sur la base d'un guidage ILS de catégorie I conjugué à un système de visualisation tête haute (HUD). Les spécifications relatives à l'approbation des opérations de catégorie I au moyen du GBAS seront formulées par les autorités nationales d'approbation de la navigabilité et de l'exploitation.

7.1.2.1.1 Un sous-système sol GBAS peut assurer plusieurs types de services simultanément. Il existe deux types de sous-systèmes sol ; ceux qui prennent en charge plusieurs types de services d'approche et ceux qui ne le font pas. L'équipement conçu conformément aux versions antérieures des présentes SARP ne peut assurer qu'un seul type de service d'approche, le GAST C. L'équipement conçu conformément aux présentes SARP peut ou non assurer plusieurs types de services à l'une ou à plusieurs extrémités de pistes. Le type de service assuré pour chaque approche est indiqué dans le champ indicateur de performance d'approche (APD) du bloc de données FAS dans le message de type 4. Le paramètre indicateur de continuité et d'intégrité (GCID) du GBAS dans le message de type 2 indique si un sous-système sol GBAS assure actuellement plusieurs types de services d'approche. Un équipement embarqué qui peut prendre en charge plusieurs types de services vérifie d'abord le GCID afin de déterminer si le segment sol assure plusieurs types de services. Si c'est le cas, l'équipement vérifie ensuite le champ APD du bloc de données FAS sélectionné dans le message de type 4 pour déterminer quels types de services sont assurés par le segment sol pour l'approche sélectionnée (en utilisant la méthode de sélection de canal décrite au § 7.7). L'équipement embarqué détermine alors le service d'approche à sélectionner en se fondant sur l'APD, l'état actuel du GCID et le type d'équipement embarqué. Les exploitants doivent comprendre que les approches disponibles peuvent être limitées par bon nombre de facteurs, notamment les qualifications du pilote ou les limites temporaires du fournisseur de services de navigation aérienne (ANSP), lesquelles ne sont pas exprimées dans la valeur APD. Par conséquent, l'APD ne devrait pas être interprété comme une indication de la disponibilité d'une quelconque utilisation opérationnelle, mais seulement comme une indication des types de services qui sont assurés pour la piste donnée.

7.1.2.1.2 L'équipement GBAS embarqué peut tenter de sélectionner automatiquement le plus haut type de service assuré à la fois par l'équipement embarqué et le segment sol pour l'approche sélectionnée (tel qu'il est indiqué dans l'APD). Si le type de service désiré n'est pas disponible, l'équipement embarqué peut sélectionner le type de service disponible immédiatement inférieur et l'annoncer de manière appropriée. Par conséquent, durant une opération GBAS, il y a le type de service sélectionné (SST) et le type de service actif (AST). Le SST est le type de service que l'équipement embarqué utiliserait s'il était disponible et ne peut pas être supérieur au type de service le plus élevé assuré par le segment sol pour l'approche sélectionnée. L'AST est le type de service que l'équipement embarqué utilise de fait à un moment donné. L'AST peut différer du SST si le SST n'est pas disponible pour une raison quelconque. L'équipement embarqué annonce à la fois le SST et l'AST de manière que des dispositions appropriées (par exemple des annonces) puissent être prises dans le cadre de l'intégration bord ou des procédures opérationnelles en vol.

7.1.2.1.3 Les fournisseurs de services devraient tenir compte du type ou des types de services qui sont effectivement requis pour chaque piste, selon les opérations prévues, et coder la disponibilité des types de services appropriés dans le champ APD du bloc FAS correspondant.

7.1.2.1.4 Lorsque le sous-système sol n'est plus capable de satisfaire aux spécifications du FAST D, plusieurs options sont possibles selon les spécifications qui ne sont pas respectées. Si le sous-système sol ne peut pas satisfaire à toutes les spécifications d'intégrité du FAST D (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3 et 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.3.2), le FAST D doit être supprimé à l'intérieur du délai d'alarme défini à l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3. S'il est encore capable de satisfaire aux spécifications d'intégrité du FAST C, le sous-système sol ne devrait supprimer que le FAST D et continuer à diffuser en mode FAST C. La procédure de suppression du FAST D comprend deux options pour tenir compte de ce fait dans les corrections (appendice B, § 3.6.7.3.2.1).

7.1.2.1.4.1 Lorsqu'un sous-système sol passe de FAST D à FAST C, le GCID dans le message de type 2 (appendice B, § 3.6.7.2.3.2) doit aussi être modifié. Un sous-système sol FAST D diffuse normalement un GCID de valeur 2, indiquant qu'il prend en charge le FAST C et le FAST D. Lorsque le sous-système sol ne peut plus assurer le FAST D, mais qu'il peut quand même assurer le FAST C, le GCID doit être mis à 1. Il est supposé ici qu'un sous-système sol FAST D passera seulement au FAST C et non au FAST A ou B.

7.1.2.1.4.2 Une autre situation qui pourrait conduire le sous-système sol à ne plus être capable de prendre en charge le FAST D serait une défaillance qui l'empêcherait de satisfaire aux spécifications de continuité du FAST D (p. ex., défaillance de composants redondants) (appendice B, § 3.6.7.1.3.1 et 3.6.7.1.3.2). Si le sous-système sol satisfait encore aux spécifications d'intégrité du FAST D, il n'est pas nécessaire qu'il supprime les corrections dans les messages de type 11, mais le GCID doit être modifié et mis à 1. La communication de la modification du GCID devrait théoriquement se faire en 10 secondes vu que la fréquence minimale de mise à jour des messages de type 2 est de 10 secondes. Elle peut cependant prendre jusqu'à 1 minute. Le changement de FAST devrait donc être pris en compte dans la diffusion programmée suivante du message de type 2. En outre, l'équipement embarqué ne tient pas compte des modifications du GCID lorsque l'aéronef est dans les dernières étapes de l'approche. Par conséquent, les modifications du GCID n'ont d'incidences sur le FAST que pour les aéronefs qui ne sont pas dans les dernières étapes de l'approche.

7.1.3 Une des caractéristiques distinctives importantes de la configuration des sous-systèmes sol GBAS est la diffusion de paramètres additionnels pour les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides. Cette caractéristique est obligatoire pour le service de localisation mais facultative pour certains services d'approche. Si ces paramètres ne sont pas diffusés, le sous-système sol est responsable d'assurer l'intégrité des données d'éphémérides de la source de mesure de distance, sans compter sur l'aéronef pour calculer et appliquer la limite d'erreur des éphémérides (§ 7.5.9).

7.1.4 *Configurations GBAS.* De multiples configurations conformes aux normes du GNSS peuvent donc être appliquées aux sous-systèmes sol GBAS. À titre d'exemple de ce type de configuration, il y a :

a) la configuration qui ne prend en charge que le GAST C ;

b) la configuration qui assure le GAST A, le GAST B et le GAST C et qui diffuse les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ;

c) la configuration qui assure seulement le GAST C et le GAST D et le service de localisation GBAS, et qui diffuse les paramètres des limites d'erreurs de position dues aux erreurs des éphémérides indiqués à l'alinéa b) ;

d) la configuration qui assure seulement le GAST A et le service de localisation GBAS, et qui est utilisée à l'intérieur d'un GRAS.

7.1.4.1 *Classification des installations GBAS (GFC).* Les sous-systèmes sol GBAS sont classés selon leurs options de configuration clés. Un GFC se compose des éléments suivants :

a) un type de service d'approche d'installation (FAST) ;

b) des types de sources de mesure de distance ;

c) une couverture d'installation ;

d) une polarisation.

7.1.4.1.1 *Type de service d'approche d'installation (FAST).* Le FAST est un ensemble de lettres allant de A à D indiquant les types de services qu'assure le sous-système sol. Par exemple, FAST C indique un sous-système sol qui répond à toutes les exigences de performance et de fonctionnement nécessaires au GAST C. Autre exemple, un FAST ACD indique un sous-système sol qui répond aux exigences de performance et de fonctionnement nécessaires pour les services des types A, C et D.

Note.— Le tableau de classification des installations du GBAS indique quel type de service le sous-système sol peut assurer. Cela signifie que le sous-système sol répond à toutes les spécifications de performance et de fonctionnement permettant à un utilisateur embarqué compatible d'utiliser l'information provenant du sous-système sol et d'obtenir des performances quantifiables à la sortie du traitement. Cela ne signifie pas nécessairement que le sous-système sol assure tous

les types de services à toutes les extrémités de pistes. Les types de services d'approche GBAS assurés à une extrémité de piste donnée sont indiqués dans le message de type 4 et font partie de la désignation d'installation d'approche définie au § 7.1.4.2.

7.1.4.1.2 *Types de sources de mesure de distance.* La désignation du type de source de mesure de distance indique quelles sources de mesure de distance sont renforcées par le sous-système sol. Ce paramètre est codé comme suit :

G1 – GPS
G2 – SBAS
G3 – GLONASS
G4 – Réservé au Galileo
G5+ – Réservé à des futures sources de mesure de distance

7.1.4.1.3 *Couverture de l'installation.* La désignation de la couverture de l'installation indique la prise en charge du service de localisation et la distance utile maximale. La couverture de l'installation est codée 0 pour les installations sol qui n'assurent pas le service de localisation. Dans les autres cas, la couverture de l'installation indique le rayon de D_{max} exprimé en milles marins.

Note.— Le volume de service des approches spécifiques est défini dans le cadre des désignations d'installation d'approche définies au § 7.1.4.2.

7.1.4.1.4 *Polarisation.* La désignation de la polarisation indique la polarisation du signal VDB. La lettre E indique une polarisation elliptique et la lettre H indique une polarisation horizontale.

7.1.4.1.5 *Exemples de classification d'installations GBAS.* La classification d'une installation donnée est spécifiée par une série concaténée de codes pour les éléments décrits aux § 7.1.4.1 à 7.1.4.1.4. La forme générale de la classification des installations est la suivante :

GFC = Type de service d'approche de l'installation/type de source de mesure de distance/couverture de l'installation/ polarisation.

Par exemple, une installation ayant pour désignation GFC – C/G1/50/H est un sous-système sol qui répond à toutes les exigences de performance et de fonctionnement nécessaires pour assurer le type de service C durant au moins une approche, en n'utilisant que des distances GPS, avec un service de localisation GBAS disponible dans un rayon de 50 NM à partir de la position de référence GBAS et une VDB qui ne diffuse qu'en polarisation horizontale. De même, GFC – CD/G1G2G3G4/0/E désigne un sous-système sol qui prend en charge au moins une approche avec des types de services C et D, qui fournit des corrections pour les satellites GPS, SBAS, GLONASS et Galileo, qui n'assure pas le service de localisation et qui diffuse en polarisation elliptique.

7.1.4.2 *Désignations des installations d'approche.* Un sous-système sol GBAS peut assurer de nombreuses approches sur différentes extrémités de piste d'un même aéroport ou même sur des pistes d'aéroports voisins. Il est même possible qu'un GBAS prenne en charge plusieurs approches sur la même extrémité de piste avec des types de services différents (en vue, par exemple, d'utiliser différents minimums opérationnels). Chaque approche assurée par le système sol peut avoir des caractéristiques uniques et d'une certaine manière sembler à l'utilisateur qu'elle est prise en charge par une installation distincte. Par conséquent, en plus de la classification des installations GBAS, il faut disposer d'un système de classification ou de désignation des caractéristiques uniques de chaque trajectoire d'approche. C'est à cette fin qu'est défini un système de désignation des installations d'approche. La figure D-4 montre le lien entre les classifications des installations GBAS et les désignations des installations d'approche. La classification est destinée à être utilisée pour la planification prévol et publiée dans l'AIP.

7.1.4.2.1 *Éléments de la désignation de l'installation d'approche.* Chaque approche assurée par un GBAS peut être caractérisée par une désignation de l'installation d'approche (AFD). L'AFD se compose des éléments suivants :

Identification GBAS :	Indique l'identificateur de l'installation GBAS qui assure l'approche (ID GBAS à 4 caractères).
Identificateur d'approche :	Il s'agit de l'identificateur d'approche associé à l'approche dans le bloc de données du message de type 4. Il comporte 4 caractères et doit être unique à chaque approche à l'intérieur du radioalignement de l'installation GBAS.
Numéro de canal :	Il s'agit du numéro de canal lié au choix de l'approche. Le numéro de canal se compose de 5 chiffres entre 20001 et 39999.
Volume de service d'approche :	Le volume de service est associé à chaque approche publiée ; il est indiqué soit par une valeur numérique en pieds correspondant à la hauteur de décision (DH) minimale, ou par les points GBAS définis ci-dessous (points A, B, C, T, D, E ou S du GBAS).
Types de services assurés :	Il s'agit des types de services GBAS (A-D) assurés par le sous-système sol pour l'approche. Ce champ ne peut jamais avoir une valeur supérieure au FAST du sous-système sol GBAS qui prend en charge l'approche.

Les points A, B, C, T, D et E du GBAS définissent les mêmes emplacements par rapport à la piste que les points ILS de la figure C-1 (supplément C) utilisés pour définir l'alignement de piste ILS et les limites d'amplitude de coude de l'alignement de descente. Le point S est un nouveau point qui définit l'extrémité aval de la piste. Pour le GBAS, les points sont utilisés pour indiquer l'emplacement le long de l'approche nominale et/ou le long de la piste pour laquelle la performance GBAS correspondant aux types de services assurés a été vérifiée. Lorsqu'une hauteur de décision est utilisée pour définir le volume de service d'approche, le volume de service est assuré jusqu'à une hauteur égale à la moitié de la hauteur de décision, conformément au chapitre 3, § 3.7.3.5.3.1. Le choix de coder en fonction de la DH ou des points GBAS dépend de l'utilisation opérationnelle prévue de la piste. Par exemple, si l'identificateur d'approche correspond à une procédure d'approche aux instruments de catégorie I pour laquelle des atterrissages automatiques sont autorisés, l'élément volume de service d'approche sert à indiquer à quel point le long de la piste la performance a été vérifiée. Les points du GBAS se définissent comme suit :

Point A du GBAS. Point situé sur le segment d'approche finale GBAS dont la distance au seuil mesurée le long du prolongement de l'axe de piste, dans la direction de l'approche, est de 7,5 km (4 NM).

Point B du GBAS. Point situé sur le segment d'approche finale GBAS dont la distance au seuil mesurée le long du prolongement de l'axe de piste, dans la direction de l'approche, est de 1 050 m (3 500 ft).

Point C du GBAS. Point par lequel le prolongement vers le bas de la partie rectiligne du segment d'approche finale GBAS nominal passe à une hauteur de 30 m (100 ft) au-dessus du plan horizontal contenant le seuil.

Point D du GBAS. Point situé à 3,7 m (12 ft) au-dessus de l'axe de piste et à 900 m (3 000 ft) du seuil dans la direction du point de référence en azimut du GNSS (GARP).

Point E du GBAS. Point situé à 3,7 m (12 ft) au-dessus de l'axe de piste et à 600 m (2 000 ft) de l'extrémité aval de la piste, dans la direction du seuil.

Point S du GBAS. Point situé à 3,7 m (12 ft) au-dessus de l'axe de piste, à l'extrémité aval de la piste.

Point de repère GBAS (Point T). Point situé à une hauteur déterminée par la TCH, à la verticale de l'intersection de l'axe de piste et du seuil.

7.1.4.2.2 *Exemples de désignations d'installations d'approche*

La désignation de l'installation d'approche est une concaténation des paramètres définis au § 7.1.4.2.1, représentant les éléments suivants : ID GBAS/ID approche/source de mesure de distance/volume de service d'approche/type de service requis. La désignation suivante est un exemple de l'application de ce concept à une approche particulière à l'aéroport international Ronald Reagan de Washington (DC) :

KDCA/XDCA/21279/150/CD

où :

KDCA	indique que l'approche est assurée par l'installation GBAS à DCA ;
XDCA	indique que l'identificateur d'approche (indiqué au pilote à la sélection de l'approche) pour cette approche spécifique est XDCA ;
21279	est le numéro à cinq chiffres du canal utilisé pour sélectionner l'approche ;
150	indique qu'il a été vérifié que la couverture GBAS est suffisante pour admettre une DH aussi basse que 150 ft ;
CD	indique que les types C et D de service d'approche GBAS sont assurés par le sous-système sol pour l'approche en question.

Autre exemple d'application de ce concept à une approche particulière au terrain d'atterrissage de Boeing :

KBFI/GBFI/35789/S/C

où :

KBFI	indique que l'approche est assurée par l'installation GBAS au BFI (avec identificateur de station GBAS KBFI) ;
GBFI	indique que l'identificateur d'approche (indiqué au pilote à la sélection de l'approche) pour cette approche spécifique est GBFI ;
35789	est le numéro à cinq chiffres du canal utilisé pour sélectionner l'approche ;
S	indique que le volume de service GBAS s'étend le long de l'approche et de toute la surface de la piste (c.-à-d. 12 ft au-dessus de la piste à l'extrémité aval) ;
C	indique que le type C de service d'approche GBAS est assuré par le sous-système sol pour ce FAS.

7.1.4.3 *Classification de l'équipement GBAS embarqué (GAEC)*

7.1.4.3.1 L'équipement GBAS embarqué peut ou non prendre en charge plusieurs types de services d'approche qui pourraient être assurés par un sous-système sol donné. La GAEC indique quels sous-ensembles de types de services potentiellement disponibles peuvent être assurés par l'équipement embarqué. Elle comprend les éléments suivants :

Type de service d'approche de l'équipement embarqué (AAST) : La désignation AAST est une série de lettres de A à D qui indiquent quels GAST sont assurés par l'équipement embarqué. Par exemple, la désignation AAST C indique que l'équipement embarqué ne prend en charge que le GAST C. De même, AAST ABCD indique que l'équipement embarqué peut prendre en charge les GAST A, B, C et D.

Note.— Dans le cas de l'équipement embarqué, il est insuffisant de ne désigner que le type le plus élevé de service d'approche GBAS pris en charge vu que tous les équipements embarqués ne sont pas tenus d'assurer tous les types de service. Par exemple, un type particulier d'équipement embarqué peut être classé AAST CD, ce qui signifie qu'il assure les GAST C et D (mais non les GAST A ou B).

Types de sources de mesure de distance : Ce champ indique quelles sources de mesure de distance peuvent être utilisées par l'équipement embarqué. Le codage est le même que pour la classification des installations sol (voir le § 7.1.4.1.2).

7.1.4.3.2 *Équipements prenant en charge plusieurs types de service.* Les équipements au sol et embarqués conçus et développés conformément aux versions antérieures des présentes SARP (Amendement nº 80) et au document DO-253A de la RTCA ne prennent en charge que le GAST C. La version actuelle des normes a été conçue de façon que l'équipement GBAS embarqué existant continue de fonctionner correctement avec un sous-système sol assurant plusieurs types de services. De plus, un équipement embarqué assurant plusieurs types de services fonctionnera correctement lorsqu'il est utilisé avec un sous-système sol qui ne prend en charge que le GAST C.

7.1.4.3.3 *Exemples de classification de l'équipement GBAS embarqué.* Les classifications de l'équipement GBAS embarqué consistent en une série concaténée de codes pour les paramètres définis au § 7.1.4.3. La forme générale de la GAEC est la suivante :

GAEC = (type d'approche de service en vol)/(type de source de mesure de distance)

Par exemple :

GAEC C/G1 : désigne un équipement embarqué qui ne prend en charge que le GAST C et n'utilise que les mesures de distance GPS.

De même :

GAEC ABC/G1G4 : désigne un équipement embarqué qui prend en charge tous les GAST sauf le GAST D et qui peut utiliser les sources de mesure de distance GPS et Galileo.

GAEC ABC/G1G3 : désigne un équipement embarqué qui prend en charge tous les GAST sauf le GAST D et qui peut utiliser les sources de mesure de distance GPS et GLONASS.

Enfin :

GAEC CD/G1G2G3G4 : désigne un équipement embarqué qui prend en charge les GAST C et D et utilise les sources de mesure de distance GPS, SBAS, GLONASS et Galileo.

7.1.5 *Configurations du GRAS.* Pour l'utilisateur, un sous-système sol GRAS est constitué d'un ou de plusieurs sous-systèmes sol GBAS (décrits aux § 7.1.1 à 7.1.4), chacun ayant un identificateur GBAS unique et fournissant le service de localisation et un ou plusieurs types de services d'approche, au besoin. Grâce aux multiples stations émettrices GBAS, et à la diffusion du message de type 101, le GRAS est capable de prendre en charge les opérations en route, en faisant appel au service de localisation GBAS, et peut également être utilisé pour les opérations en région terminale, les opérations de départ et les opérations prises en charge par le GAST A ou B dans une zone plus grande que celle qui est normalement couverte par un GBAS. Dans certaines applications GRAS, les corrections diffusées dans le message de type 101 peuvent être calculées au moyen des données obtenues d'un réseau de récepteurs de référence répartis dans la zone de couverture.

7.1.6 *Diversité des trajets de transmission VDB.* Toutes les stations émettrices d'un sous-système sol GBAS diffusent des données identiques associées au même identificateur GBAS sur une fréquence commune. Le récepteur embarqué n'a pas à faire la distinction entre les messages reçus des différentes stations émettrices d'un sous-système sol GBAS et n'a pas non plus la capacité de le faire. Lorsqu'un récepteur se trouve dans la zone de couverture de deux stations émettrices, il capte et traite les deux exemplaires du message dans des créneaux temporels d'accès multiple par répartition dans le temps (AMRT) différents.

7.1.7 L'appendice B, § 3.6.8.1, traite de l'interopérabilité des éléments GBAS au sol et embarqués conformes au document DO-253() de la RTCA. Les récepteurs GBAS conformes à ce document ne seront pas compatibles avec les sous-systèmes sol GRAS qui diffusent des messages de type 101. Cependant, les récepteurs GRAS et GBAS qui satisfont aux

MOPS du DO-310 de la RTCA sur le GRAS seront compatibles avec les sous-systèmes sol GBAS. Il se peut que les récepteurs GBAS conformes aux SARP ne décodent pas correctement les données FAS pour les approches GAST A transmises par les sous-systèmes sol GBAS (c'est-à-dire un bloc de données FAS avec un APD codé « 0 »). Ces récepteurs appliqueront les paramètres FASLAL et FASVAL comme si le type de service actif était le GAST C. Les ANSP devraient être informés de ce fait et il peut être nécessaire d'appliquer des restrictions opérationnelles pertinentes pour garantir la sécurité de l'exploitation. Pour les sous-systèmes sol GBAS qui assurent le GAST D, l'APD dans les blocs de données FAS peut être codé à la valeur 1 ou 2 (appendice B, § 3.6.4.5.1). Il est possible que les récepteurs GBAS conformes aux SARP développés en conformité avec les SARP antérieures à l'Amendement nº 91 ne soient pas capables d'utiliser les blocs de données FAS avec un APD égal à 2 ou plus.

7.1.8 La fonction VDB du GBAS utilise la polarisation horizontale (GBAS/H) ou la polarisation elliptique (GBAS/E). Le fournisseur de services peut donc opter pour le mode de transmission répondant le mieux à ses besoins opérationnels et aux exigences des utilisateurs.

7.1.9 La plupart des aéronefs disposeront d'une antenne de réception VDB à polarisation horizontale, qui permet de recevoir les signaux GBAS/H comme GBAS/E. Sur les autres, les contraintes d'installation ou le facteur coût imposeront une antenne à polarisation verticale non compatible avec l'équipement GBAS/H ; ces aéronefs ne pourront donc bénéficier du GBAS qu'en mode GBAS/E.

7.1.10 Les fournisseurs de services GBAS doivent, pour chaque installation GBAS, publier la polarisation des signaux (GBAS/H ou GBAS/E) dans les publications d'information aéronautique (AIP). Les exploitants d'aéronefs équipés d'antennes de réception à polarisation verticale devront tenir compte de ce détail, notamment au moment de l'établissement des plans de vol et des procédures de secours.

7.1.11 C*onsidérations relatives à la disponibilité du GBAS.* Un seul sous-système sol GBAS peut assurer plusieurs types de services à plusieurs utilisateurs et un service pour plusieurs extrémités de piste simultanément. Ces différents types de services peuvent présenter des disponibilités différentes et, par conséquent, un type de service peut être disponible alors qu'un autre ne l'est pas. En outre, vu que certains éléments du GBAS sont optionnels (p. ex. le renforcement de plusieurs constellations ou l'utilisation de sources de mesure de distance SBAS), les capacités des divers utilisateurs peuvent varier. C'est pourquoi le fournisseur de services ne peut pas prédire si un utilisateur donné pourra disposer d'un type spécifique de service à un moment donné. Le fournisseur de services ne peut connaître que l'état du sous-système sol et de la constellation satellitaire. On peut évaluer si le sous-système sol répond aux spécifications attribuées pour certains types de services cibles et on peut aussi prévoir la disponibilité du service en se fondant sur un niveau hypothétique de performance et un utilisateur nominal. La définition de l'utilisateur nominal comprend les éléments du GNSS qui sont utilisés (systèmes satellitaires de base, mesures de distance SBAS, etc.), et dans ces éléments, les sous-ensembles de satellites qui sont utilisés dans la solution de position. Pour le GBAS qui assure un service GAST D, la situation est de plus compliquée par le fait que certains paramètres (p. ex. les seuils de sélection de la géométrie) peuvent être ajustés par l'avionneur pour garantir des performances d'atterrissage adéquates compte tenu des caractéristiques du type particulier d'aéronef. Les fournisseurs de services de navigation aérienne et les concepteurs de l'espace aérien devraient être conscients du fait que la disponibilité du service des systèmes de renforcement du GNSS en général est moins prévisible que celle des aides de navigation classiques. Les variations des capacités des utilisateurs font qu'à certains moments le service sera disponible pour certains utilisateurs mais non pour d'autres.

7.2 Caractéristiques radioélectriques

7.2.1 Coordination des fréquences

7.2.1.1 *Facteurs de performance*

7.2.1.1.1 La séparation géographique entre la station GBAS projetée, une station VOR projetée et les installations VOR ou GBAS existantes doivent être planifiées en fonction des facteurs ci-dessous :

a) le volume de service, l'intensité de champ minimale et la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e.) de la station GBAS projetée, y compris le service de localisation GBAS s'il est fourni. Les spécifications relatives aux deux premiers points sont énoncées au chapitre 3, § 3.7.3.5.3 et 3.7.3.5.4.4 respectivement. La p.i.r.e. est déterminée à partir de ces spécifications ;

b) la couverture et le volume de service, l'intensité de champ minimale et la p.i.r.e. des stations VOR et GBAS environnantes, y compris le service de localisation GBAS s'il est fourni. Les spécifications de couverture et d'intensité de champ des VOR figurent dans le chapitre 3, § 3.3, et les éléments indicatifs correspondants, dans le supplément C ;

c) les performances des récepteurs VDB, notamment la réjection sur canal commun et sur canal adjacent, ainsi que l'immunité à la désensibilisation et aux produits d'intermodulation des signaux de radiodiffusion FM (voir spécifications à l'appendice B, § 3.6.8.2.2) ;

d) les performances des récepteurs VOR, notamment la réjection des signaux VDB sur canal commun et sur canal adjacent. Comme les récepteurs VOR existants n'ont pas été conçus expressément pour rejeter ce type de transmissions, les rapports signal désiré/signal non désiré (D/U) applicables à la réjection des messages VDB sur canal commun ou adjacent ont été déterminés de manière empirique. Le tableau D-5 récapitule les résultats obtenus avec un grand nombre de récepteurs VOR conçus pour un espacement de 50 kHz entre les canaux ;

e) dans les zones ou les régions où il y a encombrement des fréquences, il peut être nécessaire de déterminer la séparation avec précision à l'aide des critères appropriés ;

Tableau D-5. Valeurs hypothétiques du rapport $[D/U]_{requis}$ pour la protection des VOR contre les VDB du GBAS

Décalage de fréquence	*Rapport [D/U]requis pour la protection des récepteurs VOR (en dB)*
Sur canal commun	26
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 25 kHz	0
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 50 kHz	–34
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 75 kHz	–46
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 100 kHz	–65

f) entre installations GBAS, les numéros RPDS et RSDS ne sont associés qu'à une seule fréquence à l'intérieur de la portée radio d'un sous-système sol GBAS donné. La spécification figure à l'appendice B, § 3.6.4.3.1 ;

g) entre installations GBAS à l'intérieur de la portée radio d'un sous-système sol GBAS donné, l'identificateur de trajectoire de référence attribué est unique. La spécification figure à l'appendice B, § 3.6.4.5.1 ;

h) l'identificateur GBAS de quatre caractères pour distinguer les sous-systèmes sol GBAS. L'identificateur GBAS se confond normalement avec l'indicateur d'emplacement de l'aérodrome le plus proche. La spécification figure à l'appendice B, § 3.6.3.4.1 ;

i) *Assignation de créneaux.* L'assignation relative de créneaux à un sous-système sol GBAS peut avoir une incidence sur les performances lorsque des messages sur plusieurs créneaux doivent être reçus par le sous-système embarqué avant d'effectuer le traitement. Cela se produit lors de l'emploi de messages liés et/ou dans le cas d'un sous-système sol GAST D lorsque les données de correction sont contenues à la fois dans des messages de type 1 et des messages de type 11. Dans ces cas, les créneaux assignés aux messages de type 1 et 11 devraient être adjacents pour éviter un temps d'attente et une complexité de conception inutiles. Des assignations non adjacentes peuvent, selon la conception du sous-système sol, faire que le sous-système sol ne dispose pas de suffisamment de temps pour traiter les détections d'erreurs ou rendre certaines combinaisons de créneaux inutilisables, et réduire ainsi l'efficacité d'utilisation du spectre.

7.2.1.1.2 Le tableau D-6 indique les budgets nominaux de la liaison dans le cas des VDB. Les valeurs indiquées dans le premier exemple du tableau D-6 s'appliquent à un récepteur situé à 3 000 m (10 000 ft) au-dessus du niveau moyen de la mer et à une antenne d'émission conçue de manière à ne pas illuminer le sol, afin que l'affaiblissement dû aux évanouissements soit maintenu en deçà de 10 dB aux limites de la couverture VDB. Dans le cas d'un équipement GBAS/E, la valeur 10 dB comprend également les effets de la perte du signal due à l'interférence entre les composantes horizontale et verticale. Le deuxième exemple du tableau D-6 indique un budget de liaison pour un service de localisation de plus grande portée. Il s'applique à un récepteur situé à une hauteur suffisante pour maintenir la visibilité radioélectrique directe avec une antenne d'émission limitant les trajets multiples. Aucune marge n'est donnée au tableau D-6 pour les évanouissements puisqu'il est supposé que le récepteur fonctionne sous de faibles angles de site et ne subit généralement pas d'extinctions importantes aux distances indiquées dans le tableau (supérieures à 50 NM). Dans la pratique, les installations ont une marge de protection contre les évanouissements qui dépend de nombreux paramètres, notamment l'altitude de l'aéronef, la distance par rapport à l'antenne émettrice, le type/la conception de l'antenne et les réflecteurs au sol.

7.2.1.2 *Immunité à l'égard des émissions FM*

7.2.1.2.1 Après avoir trouvé une ou des fréquences satisfaisant aux critères de séparation GBAS-VOR, il faut en déterminer la compatibilité avec les émissions FM en utilisant la méthode employée pour établir la compatibilité des émissions FM avec le VOR. En cas d'incompatibilité, il faut envisager d'utiliser une autre fréquence candidate.

7.2.1.2.2 La désensibilisation n'est pas appliquée aux porteuses FM au-dessus de 107,7 MHz ni aux canaux VDB sur 108,050 MHz, car la composante hors canal des émissions de haut niveau des stations FM au-dessus de 107,7 MHz causera du brouillage aux opérations VDB du GBAS sur 108,025 et 108,050 MHz ; ces assignations sont donc exclues, sauf s'il s'agit d'assignations spéciales dans des zones géographiques où le nombre de stations de radiodiffusion FM en service est faible et où il est peu probable qu'elles causent du brouillage au récepteur VDB.

7.2.1.2.3 Comme les spécifications d'immunité à l'égard de l'intermodulation FM ne sont pas appliquées aux canaux VDB fonctionnant au-dessous de 108,1 MHz, les assignations au-dessous de 108,1 MHz seront exclues sauf s'il s'agit d'assignations spéciales dans des zones géographiques où les stations de radiodiffusion FM en service sont peu nombreuses et risquent peu de générer des produits d'intermodulation dans le récepteur VDB.

7.2.1.3 *Méthodes de détermination de la séparation géographique requise*

7.2.1.3.1 Les méthodes décrites ci-dessous permettent de déterminer la séparation géographique à établir entre les systèmes GBAS ou entre un GBAS et le VOR. Elles visent à maintenir le rapport minimal signal désiré (D)/signal non désiré (U). $[D/U]_{requis}$, est défini comme le rapport à utiliser pour protéger le signal désiré contre le brouillage causé par un signal non désiré dans le même canal ou dans un canal adjacent. Les valeurs de $[D/U]_{requis}$ nécessaires pour protéger un récepteur GBAS contre des signaux GBAS ou VOR non désirés sont spécifiées à l'appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6. Les valeurs de $[D/U]_{requis}$ prévues pour la protection du récepteur VOR contre les émissions VDB GBAS et indiquées dans le tableau D-5 ne sont pas spécifiées dans les SARP et représentent les valeurs hypothétiques établies à partir de résultats d'essais.

7.2.1.3.2 La séparation géographique est suffisante quand le rapport $[D/U]_{requis}$ est respecté aux limites de la couverture du signal désiré, la puissance du signal désiré étant dérivée des spécifications du chapitre 3 relatives à l'intensité de champ minimale. Le niveau du signal désiré, exprimé en dBm, est noté $P_{D,min}$. La puissance admissible du signal non désiré ($P_{U,admissible}$) est :

$$P_{Uadmissible}(\text{dBm}) = (P_{D,min}\ (\text{dBm}) - [D/U]_{requis}\ (\text{dB}))$$

La puissance P_U du signal non désiré exprimée en dBm est :

$$P_U(\text{dBm}) = (Tx_U\ (\text{dBm}) - L\ (\text{dB}))$$

où

Tx_U est la puissance apparente rayonnée de l'émetteur brouilleur ;

L représente l'affaiblissement de transmission subi par le signal non désiré (affaiblissement le long du trajet en espace libre, perturbations dans l'atmosphère, effets au sol). Cet affaiblissement dépend de la distance séparant l'émetteur brouilleur des limites de la zone couverte du signal désiré.

Pour qu'il soit satisfait à $[D/U]_{requis}$, $P_U \leq D_{Uautorisé}$. La contrainte à respecter lors de l'assignation d'un canal s'exprime comme suit :

$$L(\text{dB}) \geq ([D/U]_{requis}\ (\text{dB}) + Tx_U(\text{dBm}) - P_{D,min}\ (\text{dBm}))$$

7.2.1.3.3 L'affaiblissement de transmission peut se déduire des modèles de propagation standard décrits dans la Recommandation P.528-2 de l'UIT-R, ou encore en considérant l'affaiblissement en espace libre jusqu'à l'horizon radioélectrique, un facteur d'atténuation constant de 0,5 dB/NM étant appliqué au-delà. Les deux méthodes donnent des séparations géographiques légèrement différentes pour le canal commun et pour le premier canal adjacent, et identiques dès le deuxième canal adjacent. La méthode de la propagation en espace libre est appliquée dans les présents éléments indicatifs.

7.2.1.4 *Exemple numérique (séparation géographique entre systèmes GBAS)*

7.2.1.4.1 Pour des émissions VDB GBAS sur canal commun assignées au même créneau temporel, les paramètres sont les suivants en polarisation horizontale :

D/U = 26 dB (voir appendice B, § 3.6.8.2.2.5.1) ;

$P_{D,min}$ = –72 dBm (soit 215 microvolts par mètre ; voir chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4) ;

Tx_U = 47 dBm (voir budget de la liaison donné en exemple au tableau D-6) ;

d'où

$$L \geq (47 + 26 - (-72)) = 145\ \text{dB}$$

Tableau D-6. Budget nominal de la liaison VDB

Éléments de la liaison VDB					
Service d'approche		*Composante verticale aux limites de la couverture*		*Composante horizontale aux limites de la couverture*	
Sensibilité du récepteur requise (dBm)		–87		–87	
Niveau maximal des pertes liées au mode d'installation à bord (dB)		11		15	
Niveau de puissance à la sortie de l'antenne de bord (dBm)		–76		–72	
Marge d'exploitation (dB)		3		3	
Marge contre les évanouissements (dB)		10		10	
Pertes sur trajet en espace libre (dB) à 43 km (23 NM)		106		106	
p.i.r.e. nominale (dBm)		43		47	
Pour des distances plus grandes et un faible angle de rayonnement associé au service de localisation		*Composante verticale*		*Composante horizontale*	
Sensibilité du récepteur requise (dBm)		–87		–87	
Niveau maximal des pertes liées au mode d'installation à bord (dB)		11		15	
Niveau de puissance à la sortie de l'antenne de bord (dBm)		–76		–72	
Marge d'exploitation (dB)		3		3	
Marge contre les évanouissements (dB)		0		0	
p.i.r.e. nominale (dBm)					
Distance [km (NM)]	Affaiblissement en espace libre (dB)	p.i.r.e. (dBm)	p.i.r.e. (W)	p.i.r.e. (dBm)	p.i.r.e. (W)
93 (50)	113	39,9	10	43,9	25
185 (100)	119	45,9	39	49,9	98
278 (150)	122	49,4	87	53,4	219
390 (200)	125	51,9	155	55,9	389

NOTES.—

1. *Il est possible, avec une antenne d'émission VDB limitant les trajets multiples, convenablement implantée et présentant une puissance apparente rayonnée suffisante pour satisfaire aux spécifications d'intensité de champ du service d'approche, et en tenant compte des limitations topographiques locales, de satisfaire aussi aux spécifications d'intensité de champ pour pouvoir prendre en charge le service de localisation aux distances indiquées dans ce tableau.*
2. *La perte réelle liée au mode d'installation à bord (y compris le gain d'antenne, la perte par défaut d'adaptation, la perte de câble, etc.) et la sensibilité réelle du récepteur peuvent être équilibrées de manière à obtenir le budget de liaison escompté. Par exemple, si la perte liée au mode d'installation à bord pour la composante horizontale est de 19 dB, la sensibilité du récepteur doit dépasser la valeur minimale requise et atteindre −91 dBm pour satisfaire au budget de liaison nominal.*
3. *Les estimations de performance à longue distance peuvent généralement être optimistes étant donné l'hypothèse de l'absence de marge de protection contre les évanouissements, c'est-à-dire que les performances du budget de liaison ne sont généralement pas aussi favorables que ces estimations l'indiquent.*

7.2.1.4.2 Pour déterminer la séparation géographique requise pour les émissions VDB GBAS sur canal commun assignées au même créneau temporel, il faut d'abord connaître la distance à laquelle l'affaiblissement de transmission est de 145 dB lorsque l'altitude du récepteur est de 3 000 m (10 000 ft) au-dessus de celle de l'antenne de l'émetteur VDB GBAS. D'après la méthode de l'affaiblissement en espace libre et en supposant que la hauteur de l'antenne est négligeable, cette distance est de 318 km (172 NM). La séparation minimale s'obtient alors en ajoutant cette distance à la distance maximale entre les limites du volume de service et l'antenne d'émission VDB. Par exemple, en utilisant un volume de service s'étendant jusqu'à 43 km (23 NM) de l'antenne d'émission VBD, (la séparation géographique entre GBAS sur canal commun et en créneau temporel commun) est de 361 km (195 NM).

7.2.1.5 *Lignes directrices relatives aux critères de séparation géographique entre GBAS.* La méthode décrite ci-dessus permet de définir les critères de séparation géographiques types GBAS-GBAS et GBAS-VOR. La séparation géographique minimale requise entre GBAS est donnée au tableau D-7.

Note.— Les critères de séparation géographique entre les antennes d'émission VDB assurant le service de localisation GBAS sont en cours d'élaboration. Entre-temps, une valeur prudente correspondant à l'horizon radioélectrique peut être utilisée pour la séparation entre les émetteurs qui émettent sur fréquence commune et créneaux temporels adjacents, pour s'assurer que les créneaux ne chevauchent pas.

7.2.1.6 *Lignes directrices relatives aux critères de séparation géographique GBAS-VOR.* Les critères de séparation géographique minimale GBAS-VOR énumérés au tableau D-8 reposent sur la méthode et sur les valeurs nominales du volume de couverture VOR indiquées dans le supplément C.

Note 1.— Le cas le plus contraignant dans l'établissement de la séparation géographique VOR-GBAS est généralement celui où le signal VOR est le signal désiré étant donné que la zone de couverture protégée du VOR a une plus grande altitude.

Note 2.— Les modèles de propagation standard décrits dans la Recommandation P.528-2 de l'UIT-R conduisent à des critères de séparation moins sévères.

7.2.2 Les critères de séparation géographique applicables aux communications GBAS-ILS et GBAS-VHF sont encore à l'étude.

7.2.3 *Compatibilité avec l'ILS.* Il faut notamment tenir compte dans l'assignation des canaux VDB de la séparation des fréquences entre l'ILS et la VDB, de la distance entre la zone de couverture de l'ILS et la VDB, de l'intensité de champ de la VDB et de l'ILS ainsi que de la sensibilité du récepteur VDB et du récepteur d'alignement de piste ILS. Jusqu'à ce que des critères de compatibilité aient été élaborés pour la VDB GBAS et l'ILS, la VDB ne doit en général être assignée à aucun canal inférieur à 112,025 MHz (c'est-à-dire, une séparation minimale de 75 kHz par rapport à la fréquence la plus élevée qui peut être assignée au radiophare d'alignement de piste ILS).

7.2.3.1 *Compatibilité entre aéroports.* La séparation géographique minimale sur la base d'une séparation minimale de 75 kHz entre un radiophare d'alignement de piste ILS et une station sol GBAS déployés à des aéroports différents est de 3 NM entre l'emplacement de l'antenne émettrice non désirée et les limites de couverture du service désiré, en supposant une puissance minimale du signal. On peut obtenir des valeurs moindres pour la distance de séparation nécessaire en tenant compte d'informations supplémentaires telles que l'intensité de champ réelle du service désiré et les diagrammes de rayonnement réels de l'antenne d'émission du service non désiré.

Note.— La couverture du radiophare d'alignement de piste ILS est normalisée au chapitre 3, § 3.1.3.3 ; le volume de service GBAS est normalisé au chapitre 3, § 3.7.3.5.3.

Tableau D-7. Critères de séparation géographique GBAS-GBAS

Canal de transmission du signal VDB non désiré dans le même créneau temporel	*Affaiblissement sur le trajet (dB)*	*Séparation géographique minimale requise pour Tx_U = 47 dBm et $P_{D,min}$ = –72 dBm km (NM)*
Sur canal commun	145	361 (195)
Premier canal adjacent (±25 kHz)	101	67 (36)
Deuxième canal adjacent (±50 kHz)	76	44 (24)
Troisième canal adjacent (±75 kHz)	73	Aucune limitation
Quatrième canal adjacent (±100 kHz)	73	Aucune limitation

Note 1.— Il ne devrait y avoir aucune restriction géographique pour les émissions sur fréquence commune et créneaux temporels adjacents si l'antenne d'émission des signaux VDB non désirés est à au moins 80 m des zones où l'intensité de champ du signal désiré est minimale.

Note 2.— Le $P_{D,min}$ de –72 dBm est la sortie d'une antenne isotrope idéale.

Tableau D-8. Séparation géographique minimale requise pour une couverture VOR [niveau de 12 000 m (40 000 ft)]

Canal de transmission du signal VDB GBAS non désiré	*Affaiblissement sur le trajet(dB)*	*Rayon de couverture VOR*		
		342 km (185 NM)	*300 km (162 NM)*	*167 km (90 NM)*
Sur canal commun	152	892 km (481 NM)	850 km (458 NM)	717 km (386 NM)
$\lvert f_{Signal\ désiré} - f_{Signal\ non\ désiré} \rvert$ = 25 kHz	126	774 km (418 NM)	732 km (395 NM)	599 km (323 NM)
$\lvert f_{Signal\ désiré} - f_{Signal\ non\ désiré} \rvert$ = 50 kHz	92	351 km (189 NM)	309 km (166 NM)	176 km (94 NM)
$\lvert f_{Signal\ désiré} - f_{Signal\ non\ désiré} \rvert$ = 75 kHz	80	344 km (186 NM)	302 km (163 NM)	169 km (91 NM)
$\lvert f_{Signal\ désiré} - f_{Signal\ non\ désiré} \rvert$ = 100 kHz	61	Aucune limitation	Aucune limitation	Aucune limitation

Note.— Les calculs sont basés sur une fréquence de référence de 112 MHz et les valeurs suivantes : Tx_U = 47 dBm (GBAS) et $P_{D,min}$ = –79 dBm (VOR).

7.2.3.2 *Compatibilité à l'intérieur d'un même aéroport.* Pour analyser les contraintes applicables au déploiement d'une station sol GBAS au même aéroport qu'un ILS, il est nécessaire d'examiner en détail la compatibilité entre l'ILS et la VDB en tenant compte d'informations telles que l'intensité de champ réelle du service désiré et les diagrammes de rayonnement réels de l'antenne d'émission du service non désiré. Pour un équipement GBAS ayant une puissance d'émission telle que l'intensité de champ maximale de 0,879 volt par mètre (–27 dBW/m^2) de la composante à polarisation horizontale du signal n'est pas dépassée dans le volume de couverture de l'ILS, le 16e canal (ainsi que les suivants) seront au-dessous de –100,5 dBm dans une largeur de bande de 25 kHz à une distance de 80 m de l'antenne d'émission VDB, y compris une marge tenant compte d'une augmentation de +5 dB due à une contribution constructive des trajets multiples. La valeur de –100,5 dBm dans une largeur de bande de 25 kHz se traduit par un rapport signal/bruit de 21,5 dB (au-dessus du rapport signal/bruit minimal théorique de 20 dB) pour un signal d'alignement de piste de –79 dBm, ce qui correspond à une intensité de champ du radiophare d'alignement de piste ILS de 90 microvolts par mètre (–107 dBW/m^2).

Note.— Lorsque le GBAS et l'ILS sont déployés dans le même aéroport, il est recommandé d'analyser aussi l'incidence de la transmission VDB GBAS sur le moniteur du radiophare d'alignement de piste ILS. Le brouillage peut être évité en installant un filtre approprié.

7.2.3.3 Aux emplacements où une installation ILS et une installation GBAS desservent des directions opposées d'une même piste, il y a risque de brouillage des signaux VDB du GBAS dans la région où les aéronefs survolent le radiophare d'alignement de piste. Le brouillage peut donner lieu à un dépassement de la spécification concernant le taux de messages non valides (appendice B, § 3.6.8.2.2.3) et causer une perte de continuité du guidage GBAS. Le brouillage est inacceptable quand les signaux du radiophare d'alignement ILS ne sont pas conformes aux spécifications énoncées dans l'appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6, qui définissent les rapports entre le signal utile et le signal non désiré et la puissance maximale dans un canal adjacent que peut tolérer le récepteur VDB du GBAS. Le brouillage est susceptible d'être plus élevé lorsque le radiophare d'alignement est implanté à proximité du seuil de piste. Le chapitre 3, § 3.1.2.8, précise les conditions dans lesquelles le rayonnement par des radiophares d'alignement qui ne sont pas en utilisation opérationnelle ne devrait pas être autorisé. La conformité avec les spécifications du § 3.1.2.8 garantira que le radiophare d'alignement ILS ne brouille pas le GBAS lorsque sont effectuées des opérations par faible visibilité qui nécessitent le GAST D. Cela ne pose généralement pas de problème pour les opérations GAST C étant donné que la fenêtre de 3,5 s permet la réception de trois messages de type 1 lorsque l'aéronef survole le radiophare d'alignement. Toutefois, durant des opérations GAST C, il peut y avoir des conditions dans lesquelles la puissance du signal VDB n'atteint pas le rapport signal utile/signal non désiré ou dans lesquelles la puissance maximale du radiophare d'alignement ILS n'est pas compatible avec le rétablissement à la suite d'une puissance excessive de courte durée du signal non désiré (appendice B, § 3.6.8.2.2.6.5), ce qui nécessiterait que le radiophare d'alignement soit éteint.

7.2.4 *Compatibilité avec les communications VHF.* Il convient d'examiner la compatibilité entre les communications VHF et la VDB GBAS dans le cas d'assignations à la VDB GBAS supérieures à 116,400 MHz. Il faut notamment tenir compte dans l'assignation des canaux VDB de la séparation des fréquences entre les communications VHF et la VDB, de la distance entre les antennes d'émission et les zones de couverture, de l'intensité de champ dans les deux cas, de la polarisation du signal VDB et de la sensibilité du récepteur VDB et du récepteur de communications VHF. L'équipement de communication VHF embarqué et au sol doit être examiné. Pour l'équipement GBAS/E ayant une puissance maximale d'émission allant jusqu'à 150 W (100 W pour la composante horizontale et 50 W pour la composante verticale), le 64e canal (ainsi que les suivants) seront au-dessous de –112 dBm dans une largeur de bande de 25 kHz à une distance de 80 m de l'antenne d'émission VDB, y compris une marge tenant compte d'une augmentation de +5 dB due à une contribution constructive des trajets multiples. Pour l'équipement GBAS/H ayant une puissance maximale d'émission de 100 W, le 32e canal (ainsi que les suivants) seront au-dessous de –112 dBm dans une largeur de bande de 25 kHz à une distance de 80 m de l'antenne d'émission VDB, y compris une marge tenant compte d'une augmentation de +5 dB due à une contribution constructive des trajets multiples et d'une discrimination de polarisation de 10 dB. Vu les différences entre les masques d'émission VDB GBAS et VDL, une analyse indépendante doit être effectuée pour s'assurer que la VDL ne cause pas de brouillage à la VDB GBAS.

7.2.5 En ce qui concerne les systèmes sol GBAS qui n'émettent que des signaux à polarisation horizontale, on peut satisfaire à la spécification relative à la puissance associée à la sensibilité minimale par l'application de la spécification de l'intensité de champ. Dans le cas des systèmes sol GBAS qui émettent une composante polarisée elliptiquement, le déphasage idéal entre les composantes HPOL et VPOL est 90°. Afin de maintenir une puissance de réception appropriée dans tout le volume de service du GBAS pendant les manœuvres normales des aéronefs, l'équipement d'émission devrait être conçu pour rayonner les composantes HPOL et VPOL du signal avec un déphasage RF de 90°. Cette valeur devrait demeurer stable avec le temps et quelles que soient les conditions environnementales. Les écarts par rapport à la valeur nominale de 90° doivent être pris en compte dans la conception du système et le budget de liaison, de façon que les évanouissements dus à une perte de polarisation ne compromettent pas la sensibilité minimale du récepteur. Les procédures de qualification des systèmes et d'inspection en vol admettront une variation de déphasage qui permettra de maintenir un niveau de signal approprié dans tout le volume de service du GBAS. Une façon d'assurer l'intensité du champ horizontal et vertical est d'employer une seule antenne VDB qui émet un signal à polarisation elliptique et d'effectuer une inspection en vol pour vérifier l'intensité du champ équivalent des signaux verticaux et horizontaux dans le volume de service.

7.3 Volume de service

7.3.1 Le volume de service GBAS minimal pour les services d'approche est illustré à la figure D-5. Lorsque c'est possible, il est avantageux d'un point de vue opérationnel de fournir un guidage valide le long du segment à vue d'une approche. Le volume de service latéral de l'approche peut être différent (plus grand) du volume de service vertical de l'approche. Lorsque les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides sont diffusés, les corrections différentielles ne peuvent être utilisées qu'à l'intérieur de la distance utile maximale (D_{max}) définie dans le message de type 2. La D_{max} peut aussi s'étendre au-delà du volume de service d'approche. Ce prolongement peut être souhaitable, notamment parce qu'il permet aux pilotes d'acquérir une meilleure conscience de la situation et d'obtenir des informations sur l'état du GBAS avant l'interception de la procédure d'approche, et parce qu'il permet de mieux capter l'alignement GBAS aux limites du volume de service. Dans ces cas, il convient de tenir compte de la réduction éventuelle du niveau de protection, de la limite d'erreur des éphémérides et de la continuité de la VDB à l'extérieur du volume de service d'approche, particulièrement lorsque les valeurs D_{max} diffusées sont élevées ou illimitées.

7.3.1.1 Lorsqu'une installation GBAS prend en charge plusieurs volumes de service, il conviendrait, si la géographie la permet, d'envisager le recours à une diffusion de données omnidirectionnelle unique couvrant tous les volumes de service prévus afin de réduire la complexité.

7.3.1.2 Les atterrissages automatiques et les décollages avec guidage peuvent en outre être assurés à des installations ou sur des pistes qui ne sont pas destinées aux opérations de catégorie II ou III utilisant le GBAS ou qui ne les prennent pas en charge actuellement. Même en catégorie I ou dans de meilleures conditions visuelles, l'utilisation d'un système approuvé d'atterrissage automatique avec GAST C peut aider les pilotes à réaliser des approches stabilisées et des touchers de roues fiables, en vue d'une formation à la catégorie II ou III, d'améliorer l'emploi du système embarqué pour assurer des performances adéquates ou de vérifications de maintenance. L'utilisation de cette capacité peut aussi alléger la charge de travail du pilote. L'emploi d'un système approuvé de décollage guidé comportera aussi des avantages opérationnels. Le chapitre 3, § 3.7.3.5.3.2, contient des spécifications sur le volume de service pour les atterrissages automatiques et les décollages guidés. La réception VDB à la surface de la piste dépend beaucoup de la conception de l'antenne émettrice et de la hauteur à laquelle elle est installée ainsi que de la géographie de l'aéroport. Il peut être difficile d'assurer le service le long de toutes les pistes d'un aéroport où il n'y a qu'un seul emplacement d'antenne/émetteur VDB. Cependant, lorsque c'est possible, le service d'atterrissage automatique et de décollage guidé devrait être assuré sur des pistes appropriées qui prennent en charge les approches de précision. L'élément volume de service d'approche de la désignation de l'installation d'approche permet d'inscrire ces informations dans l'AIP (voir le § 7.1.4.2.1). Il est possible d'assurer une capacité d'atterrissage automatique utile pour certains aéronefs même lorsque les spécifications du chapitre 3, § 3.7.3.5.3.2, ne sont pas entièrement respectées. Par ailleurs, certains aéronefs peuvent ne pas être capables d'effectuer des atterrissages automatiques lorsque seul le volume de service minimal est fourni. Le volume de service d'atterrissage automatique n'est pas requis pour les approches dont la trajectoire définie dans le bloc de données FAS n'est pas alignée sur l'axe de piste.

7.3.2 Une puissance de signal accrue (–62,5 dBm) à partir de 36 ft et au-dessus, comparativement à l'ensemble de spécifications minimales pour le volume de service GBAS à 12 ft au-dessus du sol (–72 dBm), est nécessaire au-dessus de la surface de la piste pour tenir compte des divers modes d'installation des antennes bord VDB. En effet, la hauteur de l'antenne VDB et la perte liée au mode d'installation à bord peuvent ne pas convenir pour assurer une continuité adéquate pour les atterrissages automatiques en catégorie III et pour les décollages avec guidage si :

a) une hauteur d'antenne bord VDB supérieure à 12 ft peut entraîner une perte liée au mode d'installation à bord supérieure aux 15 dB prévus ;

b) une antenne bord VDB située à une hauteur inférieure à 12 ft peut recevoir une puissance de signal inférieure à la valeur minimale requise de –72 dBm.

7.3.2.1 Pour atténuer l'absence d'un budget adéquat de la liaison VDB, la perte réelle liée au mode d'installation à bord (y compris le type d'antenne et l'emplacement de l'antenne sur le fuselage, le gain d'antenne, la perte par défaut d'adaptation, la perte de câble, etc.) et la sensibilité réelle du récepteur peuvent être équilibrées de manière à obtenir le budget de liaison escompté. Les mesures d'atténuation opérationnelles supplémentaires nécessaires pour tenir compte d'une perte éventuelle de

la VDB le long de la trajectoire de vol peuvent être identifiées et intégrées durant le processus d'approbation de l'aéronef. Il est de pratique courante qu'un exploitant candidat effectue un essai de vérification en vol pour exécuter un atterrissage automatique en conditions de catégorie III sur une piste donnée.

7.3.2.2 Vu qu'il n'est pas pratique de mesurer la puissance du signal à 36 ft, deux moyens de vérification types sont indiqués ci-après :

- Méthode d'analyse simplifiée : mesurer le signal à 12 ft et estimer la puissance du signal à 36 ft au moyen d'outils mathématiques.

- Méthode d'analyse complexe : modéliser la configuration de l'aéroport et simuler, au moyen d'un outil mathématique, la puissance du signal à 12 ft et à 36 ft.

Note 1.— Il existe une limite supérieure dans le volume de service d'atterrissage automatique au-dessus de la surface de la piste ; elle est établie à 100 ft.

Note 2.— La vérification de la puissance minimale de signal à 36 ft est suffisante pour assurer une conformité au-dessus de 36 ft.

7.3.2.3 *Méthode d'analyse simplifiée.*

Cette méthode repose sur l'hypothèse suivante :

  - Des antennes d'émission VDB sont installées au-dessus d'un terrain plan avec visibilité directe sur les pistes dans le volume de service GBAS désiré, comme il est indiqué dans le § 7.12.3.

- La méthode suivie pour l'analyse est la suivante :

  - Les fabricants de sous-systèmes sol et/ou les fournisseurs de services procèdent à une analyse générique (non spécifique à un aéroport) pour démontrer que les spécifications de puissance du signal à 12 ft et à 36 ft peuvent être respectées pour la distance et la hauteur de l'antenne VDB à leur emplacement spécifique. Des études ont démontré que l'intensité du signal augmente par rapport à l'intensité mesurée à 12 ft dans diverses configurations d'aéroport. Lorsque l'on vérifie la conformité pour une installation spécifique, un moyen acceptable de conformité consiste à mesurer l'intensité du signal à 12 ft et à estimer l'intensité du signal en utilisant la formule suivante :

Pour estimer la puissance $P_{h\mathrm{dBm}}$ (en dBm) à une hauteur h (en mètres) en partant de la puissance $P_{h_0\mathrm{dBm}}$ à une hauteur h_0 (en mètres), on peut utiliser l'équation suivante :

$$\mathrm{P}_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(\sin\left(\frac{2\pi h h_a}{\lambda d}\right)\right) - 20\log\left(\sin\left(\frac{2\pi h_0 h_a}{\lambda d}\right)\right)$$

où :

- d est la distance horizontale par rapport à l'antenne émettrice, en mètres
- h_a est la hauteur du centre de phase de l'antenne émettrice, en mètres
- $\lambda = c / f$ est la longueur d'onde, en mètres
- f est la fréquence, en Hertz
- c est la vitesse de la lumière.

Pour $h < \frac{\lambda d}{8h_a}$, la formule précédente peut être approximée avec une erreur inférieure à 1 dB, comme suit :

$$\mathrm{P}_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(\frac{h}{h_0}\right)$$

À titre de solution de rechange, en convertissant les hauteurs en pieds et en considérant que $h_0^{\mathrm{ft}} = 12\mathrm{ft}$, les expressions ci-dessus se formulent comme suit :

$$\mathrm{P}_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(\sin\left(\frac{0{,}584h^{\mathrm{ft}}h_a^{\mathrm{ft}}}{\lambda d}\right)\right) - 20\log\left(\sin\left(\frac{7h_a^{\mathrm{ft}}}{\lambda d}\right)\right)$$

et

$$\mathrm{P}_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(h^{\mathrm{ft}}\right) - 21{,}58\mathrm{dB}$$

L'applicabilité des formules mentionnées ci-dessus à diverses hauteurs au-dessus de la surface de la piste peut varier selon la distance entre l'antenne d'émission VDB et le trajet prévu sur la surface de la piste et la hauteur de l'antenne émettrice VDB. Certaines contraintes d'emplacement peuvent être nécessaires pour vérifier que l'intensité minimale du signal est respectée dans le volume de service au-dessus de la surface de la piste.

7.3.2.4 *Méthode d'analyse complexe*

Cette méthode présuppose que :

- la configuration de l'aéroport est si complexe que les « trajets multiples à caractère de bruit » (réflexions des multitrajets sur les bâtiments ou les aéronefs immobilisés ou en mouvement) ne peuvent pas être facilement pris en compte et doivent entrer dans l'analyse ;

  et/ou

- la visibilité directe entre l'antenne VDB et la piste ne peut être préservée.

La méthode d'analyse est la suivante :

- La configuration de l'aéroport comprend les surfaces pertinentes telles que les bâtiments et les clôtures métalliques, et la topologie de la surface du sol est modélisée en tenant compte des caractéristiques électromagnétiques. Le diagramme de rayonnement de l'antenne émettrice VDB est également modélisé.

- Les puissances du signal à 12 ft et à 36 ft sont estimées en simulant une propagation radioélectrique. L'un des moyens acceptables de simulation est la méthode de tracé des rayons fondée sur l'optique géométrique. La simulation peut être réalisée à l'aide de logiciels disponibles sur le marché qui présentent une interface homme-machine intuitive pour modéliser l'aéroport.

- Les effets des structures de petite échelle (moins de 5 à 10 longueurs d'onde) limitent la précision de la simulation par la méthode de tracé des rayons. Il peut donc être nécessaire d'ajouter une marge supplémentaire aux résultats de la simulation pour tenir compte de ces effets.

- La puissance du signal à 12 ft est mesurée et comparée à la puissance simulée. Si les puissances du signal mesurées et simulées à 12 ft correspondent bien, on peut considérer que la simulation permet de modéliser les puissances de signal à différentes hauteurs au-dessus de la piste.

- La puissance du signal simulée et la puissance minimale requise à 36 ft sont comparées pour vérifier la conformité de la couverture VDB au-dessus de la piste.

7.3.3 Le volume de service nécessaire pour assurer le service de localisation GBAS dépend des opérations prévues. Le volume de service optimal de ce service devrait être omnidirectionnelle afin de permettre la prise en charge d'opérations qui utilisent le service de localisation GBAS et qui sont exécutées à l'extérieur du volume de service d'approche. Chaque État a la responsabilité de définir un volume de service pour le service de localisation GBAS et de s'assurer que les spécifications du chapitre 3, § 3.7.2.4, sont satisfaites. Ces décisions devraient tenir compte des caractéristiques du récepteur GNSS exempt de défauts, y compris le passage aux caractéristiques d'intégrité fondées sur l'ABAS en cas de perte du service de localisation GBAS.

7.3.4 La limite d'utilisation des données du service de localisation GBAS est établie par la D_{max}. Toutefois, la D_{max} ne délimite pas la zone de couverture où sont respectées les spécifications relatives à l'intensité de champ énoncées au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4, et ne correspond pas nécessairement à cette zone. Par conséquent, les opérations qui utilisent le service de localisation GBAS ne peuvent être fondées que sur des volumes de service (où sont respectées les spécifications de performance) situées à l'intérieur de la D_{max}.

7.3.5 Étant donné qu'une seule station émettrice GBAS n'assure pas nécessairement le volume de service que l'on souhaite obtenir d'un service de localisation GBAS, un réseau de stations émettrices GBAS peut être employé pour assurer le service. Ces stations peuvent diffuser sur une seule fréquence, les stations voisines utilisant des créneaux temporels différents (8 sont disponibles) pour éviter le brouillage, ou diffuser sur des fréquences différentes. La figure D-5A montre en détail comment l'emploi de différents créneaux temporels permet l'utilisation d'une seule fréquence sans brouillage, sous réserve des indications relatives au temps de garde notées au bas du tableau B-57 de l'appendice B. Pour un réseau employant différentes fréquences VHF, les éléments indicatifs du § 7.17 devraient être pris en considération.

7.4 Structure des données

La figure D-6 montre un embrouilleur/désembrouilleur de bits.

Note.— Le document RTCA/DO-246E, GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) – Signal-in-Space Interference Control Document (ICD), *contient des renseignements supplémentaires sur la structure des données diffusées en VHF.*

7.5 Intégrité

7.5.1 Différents niveaux d'intégrité sont spécifiés pour les approches de précision et pour les opérations qui utilisent le service de localisation GBAS. Le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques pour les services d'approche est de 2×10^{-7} par approche. Les sous-systèmes sol GBAS qui prennent également en charge des opérations utilisant le service de localisation GBAS doivent en outre satisfaire à la spécification de risque d'intégrité des signaux électromagnétiques prescrite pour les opérations en région terminale, soit 1×10^{-7}/heure (chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1). Il faut donc prendre des mesures supplémentaires pour satisfaire aux spécifications plus rigoureuses du service de localisation. Le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques est attribué entre le risque d'intégrité du sous-système sol et le risque d'intégrité du niveau de protection. L'attribution du risque d'intégrité du sous-système sol comprend les défaillances du sous-système sol ainsi que les défaillances des constellations satellitaires de base et du SBAS, telles que les défauts de qualité du signal et les défaillances des éphémérides. Pour les GAST A, B et C, l'attribution du risque d'intégrité du niveau de protection comprend les risques rares liés à la performance sans défaillances dans le domaine de la position et les cas où un des récepteurs de référence contient des mesures erronées. Dans les deux cas, les équations du niveau de protection garantissent la prise en compte des effets de la géométrie des satellites utilisée par un récepteur embarqué exempt de défauts. Les paragraphes qui suivent donnent de plus amples renseignements à ce sujet. Pour le GAST D, l'intégrité dans le domaine de la position est déléguée à l'aéronef et un sous-système sol FAST D fournit des données supplémentaires et assure le contrôle de la source de mesure de distance pour l'aéronef qui utilise ce type de service.

7.5.1.1 Des spécifications supplémentaires d'intégrité s'appliquent au GAST D, qui est destiné à prendre en charge les approches de précision et les atterrissages automatiques par faible visibilité avec des minimums inférieurs à ceux de la catégorie I. Les mêmes spécifications de délimitation de la solution de position à un niveau de protection qui est comparé à un seuil d'alarme s'appliquent pour toutes les sources d'erreur, sauf pour les défaillances et les erreurs d'un récepteur de référence sol unique provoquées par des anomalies ionosphériques. Les défaillances du récepteur de référence sol unique sont atténuées comme il est indiqué au § 7.5.11. La responsabilité de certaines erreurs provoquées par des conditions ionosphériques anormales a été attribuée à l'équipement embarqué. L'atténuation des erreurs dues à des anomalies ionosphériques est décrite au § 7.5.6.1.6. Des spécifications supplémentaires de contrôle et des spécifications d'assurance de la conception sont nécessaires pour permettre aux sous-systèmes sol GBAS FAST D d'assurer un service qui peut garantir une sécurité équivalente aux opérations ILS de catégorie III. Certaines spécifications supplémentaires de contrôle visent le sous-système sol (voir les § 7.5.6.1 à 7.5.6.1.7) et d'autres visent l'équipement embarqué. Les spécifications de performance de contrôle supplémentaires pour le sous-système sol figurent à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.

7.5.1.2 La spécification de risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3) limite la probabilité d'une défaillance du sous-système sol entraînant la transmission de données erronées durant un temps d'exposition minimal de « tout atterrissage ». On considère généralement que la période critique d'exposition aux défaillances pour le guidage vertical dans les opérations de catégorie III est la période entre la hauteur de décision de catégorie I (200 ft) et le seuil (hauteur de 50 ft) ; elle est nominalement de 15 secondes, selon la vitesse d'approche de l'aéronef. La période critique d'exposition aux défaillances pour le guidage latéral dans les opérations de catégorie III est considérée comme étant la période entre la hauteur de décision de catégorie I et la fin du roulement à l'atterrissage, laquelle se produit lorsque l'aéronef décélère pour atteindre une vitesse sûre de circulation au sol (généralement moins de 30 nœuds). Cette période de 30 secondes est nominale ; elle dépend là encore de la vitesse d'approche de l'aéronef et du taux de décélération. L'expression « tout atterrissage » est utilisée pour souligner le fait que la période durant laquelle les défaillances peuvent survenir précède la période critique d'exposition. La raison en est que la défaillance peut se développer lentement au fil du temps et survenir plus tôt dans la phase d'atterrissage pour devenir un danger durant la période critique d'exposition.

7.5.1.3 La période critique d'exposition aux défaillances dans le guidage latéral durant un décollage avec guidage par faible visibilité est nominalement de 60 secondes. Un guidage erroné ou une perte de guidage durant un décollage guidé étant moins critique que durant les atterrissages de catégorie III, aucune modification n'est apportée aux spécifications d'intégrité du sous-système sol.

7.5.2 Le sous-système sol GBAS définit une incertitude d'erreur de pseudodistance corrigée pour l'erreur par rapport au point de référence GBAS (σ_{pr_gnd}) et les erreurs découlant de la décorrélation spatiale verticale (σ_{tropo}) et horizontale (σ_{iono}). Ces incertitudes sont représentées par les variances des distributions normales à moyenne nulle qui décrivent ces erreurs pour chaque source de mesure de distance.

7.5.3 Le récepteur utilise les incertitudes décrites ci-dessus pour établir un modèle d'erreur applicable à la solution de navigation. Il le fait en rapportant les modèles d'erreur de pseudodistance au domaine de la position. On trouvera à la section 14 une description des méthodes générales utilisées pour déterminer si la variance du modèle permet de garantir le risque d'intégrité du niveau de protection. Le niveau de protection latéral (LPL) limite l'erreur de position latérale par une probabilité dérivée de la spécification d'intégrité. De même, le niveau de protection vertical (VPL) borne l'erreur dans le sens vertical. Dans les services d'approche, si le niveau LPL calculé dépasse le seuil d'alarme latéral (LAL) ou si le niveau VPL dépasse le seuil d'alarme vertical (VAL), l'intégrité n'est pas suffisante pour prendre en charge le type de service sélectionné. Les normes ne définissent pas les seuils d'alarme pour le service de localisation ; seuls le niveau de protection horizontal et les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides doivent être calculés et appliqués. Les seuils d'alarme seront déterminés en fonction de l'opération exécutée. L'aéronef appliquera le niveau de protection et les limites d'erreur calculés après avoir vérifié qu'ils sont inférieurs aux seuils d'alarme. Deux niveaux de protection sont définis, un pour le cas où tous les récepteurs de référence sont exempts de défauts (H_0 – conditions de mesure normales) et l'autre pour celui où un des récepteurs de référence contient des mesures erronées (H_1 – conditions de mesure dégradées). De plus, les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides bornent l'erreur de position causée par les défaillances des éphémérides de la source de mesure de distance. Une limite d'erreur latérale (LEB) des éphémérides et une limite d'erreur verticale (VEB) des éphémérides sont définies pour les services d'approche. Une limite d'erreur horizontale due aux erreurs des éphémérides (HEB) est définie pour le service de localisation.

7.5.3.1 Le risque d'intégrité du signal électromagnétique GBAS (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1) est défini comme étant la probabilité que le sous-système sol fournisse des informations qui, lorsqu'elles sont traitées par un récepteur exempt de défauts, en utilisant une combinaison quelconque de données GBAS autorisées par les protocoles pour l'application des données (appendice B, § 3.6.5), se traduisent par une erreur de position relative hors tolérance dans le plan latéral ou vertical, sans annonce, durant une période supérieure au délai d'alarme maximal. L'erreur de position relative hors tolérance pour le plan latéral ou vertical est définie comme une erreur qui dépasse le niveau de protection des services d'approche GBAS et, si un bloc de données supplémentaires 1 est diffusé, la limite d'erreur de position due aux éphémérides. Par conséquent, il incombe au sous-système sol de fournir un ensemble cohérent de données, y compris les corrections différentielles, et tous les paramètres qui sont utilisés par les protocoles pour l'application des données (p. ex., les valeurs σ_{pr_gnd} et B définies dans le message de type I) de manière que les niveaux de protection limitent l'erreur de position au risque d'intégrité requis. Ce processus de délimitation des erreurs doit être valide pour tout ensemble de satellites auquel l'utilisateur pourrait avoir recours. Pour s'assurer que les niveaux de protection calculés limitent de fait l'erreur en respectant la probabilité requise, il peut être nécessaire dans certains cas de gonfler ou de manipuler d'une autre manière un ou plusieurs des paramètres utilisés par les protocoles pour l'application des données. Par exemple, une stratégie utilisée pour remédier à l'incidence des effets ionosphériques anormaux consiste à gonfler σ_{pr_gnd} et $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$ pour s'assurer que l'équipement embarqué qui est conforme aux protocoles d'application des données sera adéquatement protégé.

7.5.4 *Contribution du système sol à l'erreur de pseudodistance corrigée (σ_{pr_gnd}).* Les sources d'erreur contribuant à cette erreur sont le bruit du récepteur, les trajets multiples et les erreurs d'étalonnage du centre de phase de l'antenne. L'erreur due au bruit du récepteur a une distribution normale à moyenne nulle, tandis que les erreurs dues aux trajets multiples et à l'étalonnage du centre de phase de l'antenne peuvent avoir une petite moyenne.

7.5.5 *Erreurs troposphériques résiduelles.* Les paramètres troposphériques sont diffusés dans des messages de type 2 pour représenter les effets de la troposphère lorsque l'aéronef est à une hauteur différente de celle du point de référence GBAS. Cette erreur peut être caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle.

7.5.6 *Erreurs ionosphériques résiduelles.* Les paramètres ionosphériques sont diffusés dans des messages de type 2 pour représenter les effets de l'ionosphère entre le point de référence GBAS et l'aéronef. Cette erreur peut être caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle durant les conditions nominales.

7.5.6.1 *Anomalies ionosphériques.* Les structures de petite taille situées dans l'ionosphère peuvent entraîner des erreurs non corrigées différentiellement dans la position GBAS. Ces phénomènes sont généralement liés à une tempête solaire et peuvent se traduire par des gradients marqués du retard ionosphérique sur une distance relativement courte (p. ex. quelques dizaines de kilomètres). Les erreurs que peuvent entraîner ces phénomènes surviennent lorsque le récepteur embarqué et le sous-système sol reçoivent des signaux satellitaires qui ont des temps de propagation différents. De plus, étant donné que le GBAS utilise le lissage du code par la porteuse avec une constante de temps relativement longue, des erreurs de biais qui sont fonction du taux de variation du retard ionosphérique s'accumulent dans ces filtres. Si le sous-système sol et les récepteurs embarqués enregistrent des retards ionosphériques et des taux de variation des retards ionosphériques nettement différents, les erreurs de biais qui s'accumulent dans ces filtres ne correspondront pas et ne seront pas annulées par le traitement différentiel.

7.5.6.1.1 *Atténuation des anomalies ionosphériques.* Les anomalies ionosphériques peuvent produire des erreurs de position importantes (c.-à-d. des dizaines de mètres) dans le contexte des approches. Pour atténuer ces erreurs, diverses stratégies sont employées selon le type de service d'approche GBAS.

7.5.6.1.2 *Atténuation des anomalies ionosphériques pour le GAST A, B et C.* Pour le GAST A, B ou C, le sous-système sol est responsable d'atténuer l'incidence potentielle des anomalies ionosphériques. On peut y parvenir grâce à divers moyens de contrôle (p. ex., des moniteurs en champ lointain ou l'intégration dans un réseau sol étendu prenant en charge le SBAS) qui détectent la présence d'anomalies ionosphériques et refusent d'assurer le service si les erreurs de position de l'utilisateur qui en résultent sont inacceptables. Une des manières de refuser d'assurer le service consiste à gonfler certaines combinaisons de paramètres d'intégrité diffusés : σ_{pr_gnd}, $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$, le paramètre de décorrélation des éphémérides (P), les paramètres de détection manquée des éphémérides $K_{md\_e,GPS}$ et $K_{md\_e\_,GLONASS}$, de sorte que toute géométrie qui pourrait être employée par un utilisateur embarqué ne fera pas l'objet d'erreurs d'une ampleur non tolérable (compte tenu de l'utilisation opérationnelle

prévue). Ce système d'inflation pourrait aussi être utilisé sans la complexité du contrôle de l'ionosphère durant les opérations en partant de l'hypothèse qu'il y a des anomalies ionosphériques. Dans ce cas, un modèle de conditions ionosphériques qui pourraient survenir est employé pour déterminer les valeurs appropriées des paramètres d'intégrité diffusés. Vu que les extrêmes des conditions ionosphériques varient considérablement dans le monde, le modèle dépend de l'emplacement. Un tel système d'inflation entraîne une réduction de la disponibilité car il gonfle les valeurs mêmes en l'absence d'anomalies.

7.5.6.1.3 *Atténuation des anomalies ionosphériques pour le GAST D.* Des spécifications pour le contrôle et la sélection de la géométrie dans l'équipement embarqué ont été introduites pour le GAST D afin d'atténuer l'incidence potentielle des anomalies ionosphériques. Le contrôle bord consiste à suivre en continu la divergence code-porteuse afin de détecter des gradients marqués dans l'ionosphère. L'équipement embarqué sélectionne en outre les géométries pour s'assurer qu'il ne se produira aucune amplification inacceptable des erreurs de pseudodistance résiduelles (c.-à-d. des erreurs qui peuvent exister après que le contrôle bord a été réalisé). Un autre facteur utile pour l'atténuation des erreurs provoquées par des anomalies ionosphériques consiste à employer les pseudodistances lissées sur 30 secondes par la porteuse dans une solution de position. (Le lissage avec une constante de temps moindre est de façon inhérente moins sensible aux erreurs de décalage de biais du filtre). Enfin, le GAST D inclut les paramètres $K_{md\_e\_D,GLONASS}$, $K_{md\_e\_D,GPS}$, P_D et $\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$, qui sont destinés à être utilisés, respectivement, à la place des paramètres $K_{md\_e,GLONASS}$, $K_{md\_e,GPS}$, P et $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$, lorsque le type de service actif est le GAST D. Ce procédé est employé afin que, si le sous-système sol utilise l'inflation des paramètres $K_{md\_e\_,GLONASS}$, $K_{md\_e,GPS}$, P et $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$, pour atténuer les effets des anomalies ionosphériques pour le GAST A, B ou C, l'utilisateur du GAST D puisse recevoir des paramètres non gonflés à utiliser dans le GAST D lorsque le contrôle bord est employé pour traiter les erreurs dues aux anomalies ionosphériques, ce qui permet d'assurer une meilleure disponibilité du service GAST D.

7.5.6.1.4 *Délimitation des erreurs dues aux anomalies ionosphériques.* Comme il est indiqué ci-dessus, il peut être remédié aux anomalies ionosphériques en gonflant un ou plusieurs des paramètres σ_{pr_gnd}, $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$, le paramètre de décorrélation des éphémérides (P), les paramètres de détection manquée des éphémérides $K_{md\_e,GPS}$ et $K_{md\_e,GLONASS}$. Il incombe au sous-système sol de fournir des valeurs dans ces paramètres de façon que l'erreur soit convenablement limitée par les calculs VPL et HPL à la sortie d'un récepteur exempt de défauts. Dans le cas du GAST D, la responsabilité de l'atténuation des erreurs dues à des conditions ionosphériques anormales a été répartie entre le sous-système embarqué et le sous-système sol. Même si le GAST D requiert encore les niveaux de protection pour limiter les erreurs (comme il est indiqué au § 7.5.3.1), ces niveaux n'ont pas à limiter les erreurs causées par une anomalie ionosphérique comme c'est le cas pour le GAST C. Par conséquent, les niveaux de protection calculés avec P_D, $K_{md\_e\_D,GLONASS}$, $K_{md\_e\_D,GPS}$, et $\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$ doivent limiter l'erreur pour toutes les sources d'erreur, comme il est indiqué au § 3.6.7.1.2.1.1.2, sauf pour les erreurs dues à des conditions ionosphériques anormales. Les calculs des niveaux de protection doivent limiter les erreurs ionosphériques nominales.

7.5.6.1.5 *Contrôle du gradient ionosphérique à deux solutions.* Un autre élément de l'atténuation bord des erreurs provoquées par les anomalies ionosphériques consiste à utiliser deux solutions de position calculées simultanément avec deux constantes de temps différentes de lissage par la porteuse (voir le § 7.19.3). Ce calcul à deux solutions a deux objectifs : tout d'abord, l'utilisation de la différence de deux mesures de pseudodistance corrigées comme statistiques de détection permet d'observer directement les erreurs accumulées dans le filtre de chaque satellite en raison d'importantes différences dans les gradients ionosphériques entre les mesures sol et les mesures bord. Par conséquent, un seuil peut être appliqué à ces statistiques de détection afin de détecter une large part des anomalies ionosphériques. La deuxième application des doubles solutions consiste à calculer une limite pour la position lissée sur 30 secondes (excluant l'incidence des anomalies ionosphériques). Les données fournies par le segment sol permettent de calculer une limite de niveau de protection pour la solution de 100 secondes. En ajoutant au calcul du niveau de protection l'observation directe de l'ampleur de la différence entre la solution lissée sur 30 secondes et la solution lissée sur 100 secondes, on obtient un niveau de protection qui est assuré de limiter la solution de position de 30 secondes à la valeur requise de 1×10^{-7} par approche. L'équipement embarqué utilisant un type de service actif D peut ainsi assurer une performance de délimitation équivalente, comme l'exigent les approches avec des minimums de catégorie I, même si la solution de 30 secondes est utilisée pour mettre au point le guidage.

7.5.6.1.6 *Spécifications pour permettre aux systèmes sol FAST D d'assurer l'atténuation des erreurs causées par des anomalies ionosphériques.* Bien qu'une grande partie de la responsabilité de l'atténuation des erreurs ionosphériques soit attribuée au segment bord, il existe une spécification selon laquelle les sous-systèmes sol FAST D doivent assurer l'atténuation de ces effets. Le § 3.6.7.3.4 de l'appendice B précise que le sous-système sol doit assurer l'atténuation des gradients de retard ionosphérique spatiaux. Le sous-système sol veille à ce que la valeur de l'erreur maximale de

pseudodistance corrigée (E_{IG}) calculée à partir des données de type 2 ne dépasse pas 2,75 m à tous les LTP associés aux pistes qui prennent en charge les procédures GAST D. Une option possible pour le fabricant est de restreindre la distance entre le point de référence GBAS et le LTP. Dans certaines situations, il peut être souhaitable de permettre un service GAST D aux LTP où la valeur de l'E_{IG} excède 2,75 m. Cela pourrait avoir une incidence sur la disponibilité du service GAST D pour l'approche particulière considérée. Le fournisseur du service devrait alors déterminer si la performance prévue est suffisante pour le service envisagé. Voir le § 7.5.13.1 pour des orientations sur des façons d'estimer la disponibilité.

7.5.6.1.7 *Modèles de menaces d'anomalies ionosphériques utilisés pour la validation du GAST D.* Comme il est indiqué ci-dessus, l'atténuation des erreurs que pourraient provoquer des anomalies ionosphériques se fait grâce à une combinaison de contrôles par l'équipement embarqué et le système sol. L'efficacité du contrôle nécessaire a été prouvée par simulation et analyse, et les erreurs maximales à l'issue du contrôle se sont révélées conformes aux critères de certification de la navigabilité pour la gamme d'anomalies décrite ci-après. Cette gamme d'anomalies est décrite en fonction d'un « espace de menace standard », qui consiste en un modèle d'anomalie ionosphérique définissant les attributs physiques de l'anomalie ionosphérique. Ce modèle, décrit au § 7.5.6.1.7.1, est une interprétation prudente du modèle élaboré pour la zone continentale des États-Unis. Il a été démontré que ce modèle limite la menace ionosphérique évaluée dans plusieurs autres régions des latitudes moyennes, par rapport à l'équateur magnétique. Des données récentes recueillies dans certaines régions des basses latitudes, par rapport à l'équateur magnétique, montrent des conditions ionosphériques associées à l'affaiblissement local de la densité ionosphérique (« bulles de plasma ») qui dépassent le modèle de menace. Les recherches ont mené, par exemple, à la production par l'Équipe spéciale sur les études ionosphériques (ISTF) d'un modèle de référence de menace aux basses latitudes pour la région Asie-Pacifique (APAC). Les modèles de menace définissent un environnement ionosphérique pour lequel on sait que le contrôle normalisé produit des performances acceptables par pseudodistance. Chaque fournisseur de services devrait évaluer si le modèle d'espace de menace standard décrit ci-après est approprié pour les caractéristiques ionosphériques de la région où le GBAS doit assurer un service GAST D. Cette évaluation devrait toujours être effectuée, quelle que soit la latitude. Si un fournisseur de services établit que le comportement ionosphérique n'est pas suffisamment défini par ce modèle de menace (p. ex. pour une région dont le comportement ionosphérique est particulièrement agité), ce fournisseur de services doit prendre des mesures appropriées pour s'assurer que les utilisateurs ne subiront pas d'anomalies ionosphériques dont les caractéristiques sortiraient des limites de l'espace de menace standard. Ce fournisseur de services peut opter pour l'une des solutions suivantes :

1. modifier les caractéristiques de son sous-système sol, et/ou
2. introduire un contrôle supplémentaire (interne ou externe au GBAS), et/ou
3. introduire d'autres atténuations opérationnelles qui limitent l'exposition des utilisateurs à des conditions ionosphériques extrêmes.

Les modifications potentielles du sous-système sol qui pourraient produire cette réduction du risque incluent des contraintes d'implantation plus rigoureuses (voir le § 7.5.6.1.6) et des performances de contrôle améliorées du sous-système sol (appendice B, § 3.6.7.3.4). Une autre stratégie d'atténuation consiste à surveiller la météorologie spatiale (externe au système GBAS) en parallèle avec des limites opérationnelles applicables à l'utilisation du système durant les périodes prévues d'activité ionosphérique particulièrement anormale. Des combinaisons de ces stratégies peuvent être employées pour s'assurer que l'utilisateur du GAST D n'est pas victime d'anomalies ionosphériques excédant l'espace de menace standard.

7.5.6.1.7.1 *Modèle d'anomalies ionosphériques : front (en forme de cale) qui se déplace.* Ce modèle modélise un fort gradient ionosphérique spatial sous la forme d'une cale qui se déplace, avec un changement linéaire constant dans le retard ionosphérique oblique, comme le montre la figure D-7. Les paramètres clés de ce modèle sont la pente du gradient (g) en mm/km, la largeur (w) de la cale en km, l'amplitude du changement dans le retard (D) en m, et la vitesse (v) à laquelle la cale se déplace par rapport à un point fixe au sol. Le modèle part de l'hypothèse que ces valeurs restent (à peu près) constantes durant la période pendant laquelle la cale affecte les satellites poursuivis par un aéronef qui effectue une approche GAST D. Bien que la largeur de la cale soit faible, sa « longueur » dans le cadre des coordonnées Est-Nord (c.-à-d., la distance à laquelle s'étend le « front ionosphérique » contenant la cale) n'est pas limitée.

Dans ce modèle, la limite supérieure de la pente g dépend de la vitesse de la cale, comme le spécifie le tableau D-9. Cette valeur ne dépend pas de l'angle de site du satellite. Vu que g est exprimé en fonction du retard oblique, il n'est pas nécessaire d'apporter une correction d'« obliquité » à partir du retard zénithal. La largeur w peut varier de 25 à 200 km. La valeur

maximale de *D* est de 50 m. Il faut noter que, pour que le modèle soit cohérent, *D* doit être égal au produit de la pente *g* et de la largeur *w*. Lorsque la pente et la largeur s'inscrivent chacune dans leurs limites admissibles mais que leur produit *D* dépasse la limite de 50 mètres, cette combinaison de pente et de largeur n'est pas un point valide dans le modèle de menace. Par exemple, *g* = 400 mm/km et *w* = 200 km sont autorisés individuellement mais leur produit donne 80 mètres. Vu que cette valeur dépasse la limite fixée pour *D*, une cale ayant une pente *g* de 400 mm/km et une largeur *w* de 200 km ne peut être incorporée dans ce modèle de menace.

Note.— Dans la validation du GAST D, il a été supposé que chaque modèle simulé est appliqué aux deux sources de mesure de distance ayant produit les pires cas d'erreur de position. Cependant, le nombre de cales et de sources de mesure de distance affectées dépend des caractéristiques ionosphériques de la région où le GBAS doit assurer le service GAST D.

Tableau D-9. Limite supérieure de la pente de gradient

Vitesse de propagation (v)	*Limite supérieure de la pente de gradient (g)*
$v < 750$ m/s	500 mm/km
$750 \leq v < 1\,500$ m/s	100 mm/km

7.5.6.1.8 *Validation de l'atténuation du gradient ionosphérique*

7.5.6.1.8.1 Vu que la responsabilité de l'atténuation des gradients ionosphériques spatiaux est partagée entre les sous-systèmes embarqués et les sous-systèmes sol, la présente section contient des indications pour la modélisation des éléments embarqués critiques (p. ex. le déplacement et le contrôle des aéronefs) qui permettront aux constructeurs d'installations sol de valider l'atténuation des gradients ionosphériques spatiaux du point de vue du système total. La validation peut tenir compte de la combinaison des moniteurs au sol et des moniteurs embarqués pour la détection des gradients. Lorsqu'il est tenu compte de la combinaison des moniteurs, la corrélation ou l'indépendance des moniteurs doit être prise en considération. La performance des moniteurs doit aussi tenir compte du temps effectif entre les échantillons indépendants de chaque statistique de test du moniteur. La modélisation de la surveillance de l'ionosphère doit inclure des critères de réadmission d'un satellite exclu qui soient conformes à la conception du sous-système sol et au document DO-253D.

7.5.6.1.8.2 La présente section contient aussi des éléments indicatifs sur des scénarios d'essai afin d'aider à s'assurer que toutes les orientations possibles de la position en vol, du point de référence au sol, de la direction de l'approche et de la direction du gradient sont pris en compte durant la validation.

7.5.6.1.8.3 *Mise en œuvre du contrôle bord*

La validation peut prendre en compte les moniteurs embarqués suivants :

a) filtrage bord de la divergence code-porteuse, décrit au § 2.3.6.11 du DO-253D ;

b) RAIM différentiel utilisé pour l'ajout de satellites, décrit au § 2.3.9.6.1 du DO-253D ;

c) contrôle du gradient ionosphérique de pseudodistance à double solution, décrit au § 2.3.9.7 du DO-253D.

7.5.6.1.8.3.1 Dans l'évaluation de la probabilité d'une détection manquée, on peut supposer que la contribution de toutes les sources de bruit à la statistique de test utilisée pour le moniteur embarqué de divergence code-porteuse, à l'exclusion des effets de l'ionosphère, a une distribution normale à moyenne nulle et un écart type de 0,002412 m/s.

7.5.6.1.8.3.2 Dans l'évaluation de la probabilité d'une détection manquée, on peut supposer que la contribution de toutes les sources de bruit à la statistique de test utilisée pour le moniteur de gradient ionosphérique de pseudodistance à double solution a une distribution normale à moyenne nulle et un écart type de 0,1741 m.

7.5.6.1.8.3.3 À noter que la probabilité antérieure du gradient qui peut être utilisée durant la validation (§ 3.6.7.3.4) s'applique également à ces moniteurs embarqués.

7.5.6.1.8.4 *Modélisation de la position et de la vitesse en vol*

La vitesse et la position en vol peuvent être modélisées en travaillant à l'inverse, à partir du moment où le seuil est franchi, en utilisant les quatre valeurs suivantes :

a) vitesse à l'atterrissage ;

b) temps à la vitesse d'atterrissage ;

c) taux de décélération ;

d) vitesse au début de la décélération.

7.5.6.1.8.4.1 La figure D-8 illustre comment ces quatre valeurs sont utilisées pour définir un profil de vitesse, et le tableau D-10 indique les valeurs qui définissent la famille de courbes à utiliser pour déterminer les paramètres diffusés GAST D pour une conception IGM spécifique.

Tableau D-10. Profil de vitesse en vol depuis la position initiale au LTP

Vitesse sol à l'atterrissage (nœuds)	*Temps à la vitesse d'atterrissage (secondes)*	*Taux de décélération (nœuds/s)*	*Vitesse sol au début de la décélération (nœuds)*
161	50	1,1	290
148	50	1,1	277
135	50	1,1	264

Note.— Il n'est pas nécessaire de modéliser l'altitude de l'aéronef.

7.5.6.1.8.4.2 La figure D-9 montre les profils de vitesse d'approche d'après les valeurs indiquées au tableau D-10 en termes de vitesse sol par rapport au temps jusqu'à ce que l'aéronef atteigne le point d'atterrissage au seuil.

7.5.6.1.8.5 *Considérations relatives aux gradients, à la position en vol, au point de référence au sol et à la direction de l'approche*

7.5.6.1.8.5.1 La figure D-10 illustre les scénarios (A-D) ionosphériques anormaux de base qui constituent une menace. Pour une installation de station sol donnée, le constructeur devrait faire la preuve d'une atténuation valable pour toutes les orientations du gradient ionosphérique/en vol/à l'approche correspondant à cette installation particulière.

7.5.6.1.8.5.2 Les scénarios d'essai de validation devraient aussi tenir compte de l'élément temps de chaque orientation. Par exemple, pour un scénario donné, une approche devrait être exécutée au moins à des intervalles de une minute.

7.5.7 *Contribution du récepteur de bord à l'erreur de pseudodistance corrigée.* La contribution du récepteur est limitée comme il est décrit à la section 14. La contribution maximale, utilisée par le fournisseur du GBAS pour l'analyse, peut être

tirée de la spécification de précision où il est supposé que $\sigma_{récepteur}$ est égal à la RMS_{pr_air} de l'équipement GBAS embarqué ayant l'indicateur de précision A.

7.5.8 *Erreur due aux trajets multiples provenant de la cellule.* La contribution des trajets multiples provenant de la cellule à cette erreur est définie à l'appendice B, § 3.6.5.5.1. Il n'est pas tenu compte des erreurs dues aux trajets multiples causés par les réflexions sur d'autres objets. Si l'expérience montre que ces erreurs sont importantes, elles devront être prises en compte opérationnellement ou en gonflant les paramètres diffusés par le sol (ex. : σ_{pr_gnd}).

7.5.9 *Incertitude des erreurs des éphémérides.* Les erreurs de pseudodistance dues aux erreurs des éphémérides (c'est-à-dire la différence entre la position réelle du satellite et la position du satellite déterminée à partir des données diffusées) sont décorrélées spatialement et seront donc différentes pour des récepteurs situés à des endroits différents. Pour les utilisateurs relativement proches du point de référence GBAS, l'erreur différentielle résiduelle due aux erreurs des éphémérides sera faible et les corrections ainsi que les paramètres d'incertitude σ_{pr_gnd} transmis par le sous-système sol seront valides et pourront être utilisés pour corriger les mesures brutes et calculer les niveaux de protection. Pour les utilisateurs qui sont plus éloignés du point de référence GBAS, la protection contre les défaillances des éphémérides peut être assurée de deux façons :

a) le sous-système sol ne transmet pas les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux défaillances des éphémérides. Dans ce cas, le sous-système sol est responsable d'assurer l'intégrité en cas de défaillance des éphémérides du satellite, sans compter sur l'aéronef pour calculer et appliquer les limites d'erreur des éphémérides. Cette contrainte peut, selon les moyens dont dispose le sous-système sol pour détecter les défaillances des éphémérides des sources de mesure, restreindre la distance entre le point de référence GBAS et l'altitude ou la hauteur de décision. Une façon de détecter les défaillances consiste à utiliser les données d'intégrité des satellites diffusées par le SBAS ; ou

b) le sous-système sol transmet des paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux défaillances des éphémérides, permettant au récepteur embarqué de calculer une limite d'erreur des éphémérides. Ces paramètres sont : les coefficients utilisés dans les équations des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ($K_{md\_e\_()}$, où l'indice () signifie « GPS », « GLONASS », « POS, GPS » ou « POS, GLONASS ») et les paramètres de décorrélation des éphémérides (P). Le paramètre P contenu dans le message de type 1 ou de type 101 spécifie l'erreur résiduelle en fonction de la distance entre le point de référence GBAS et l'aéronef. La valeur de P est exprimée en m/m. Les valeurs de P sont déterminées par le sous-système sol pour chaque satellite. Un des principaux facteurs influant sur les valeurs de P est la conception du moniteur du sous-système sol. La qualité du moniteur sol sera caractérisée par la plus petite erreur d'éphémérides qu'il peut détecter. La relation entre le paramètre P et la plus petite erreur détectable ε_{ephdet} pour un satellite donné, i, peut être approximée au moyen de la formule $P_i = \varepsilon_{ephdet}/R_i$, où R_i est la plus petite des distances prévues calculées à partir des antennes du récepteur de référence du sous-système sol pour la période de validité de P_i. Puisque R_i varie avec le temps, les valeurs des paramètres P dépendent également du temps. Cependant, le sous-système sol n'est pas tenu de varier dynamiquement la valeur de P. Il peut transmettre des paramètres P statiques s'ils assurent une intégrité suffisante. Dans ce cas, la disponibilité sera légèrement réduite. En général, lorsque ε_{ephdet} diminue, la disponibilité globale du GBAS augmente.

7.5.10 *Contrôle des erreurs/défaillances des éphémérides*. Plusieurs méthodes de contrôle peuvent être utilisées pour détecter les erreurs/défaillances des éphémérides, notamment les suivantes :

a) *Base longue.* Dans cette méthode, le sous-système sol doit utiliser des récepteurs séparés par de grandes distances pour détecter les erreurs d'éphémérides qui ne peuvent pas être observées par un seul récepteur. Des bases plus longues se traduisent par de meilleures performances en ce qui concerne la plus petite erreur détectable ;

b) *SBAS.* Étant donné que le renforcement SBAS permet de contrôler les performances des satellites, y compris les données des éphémérides, les données d'intégrité diffusées par le SBAS peuvent servir d'indication de la validité des éphémérides. Les récepteurs du sous-système sol utilisés par le SBAS ont une base très longue, ce qui permet de réaliser un contrôle optimal des éphémérides et donc de détecter les petites erreurs ;

c) *Contrôle des données des éphémérides.* Cette méthode consiste à comparer les éphémérides diffusées sur des orbites satellitaires consécutives. Ce contrôle part de l'hypothèse que le seul risque de défaillance est l'échec du téléchargement des éphémérides depuis le réseau sol de contrôle des constellations, de sorte que les éphémérides ne cadrent pas avec celles précédemment diffusées ;

d) *Contrôle de Delta-V (modification de la vitesse).* Ce contrôle couvre les cas de manœuvres intempestives hors visibilité des satellites avec des éphémérides inchangées.

7.5.10.1 La conception du moniteur (par exemple, la plus petite erreur détectable) doit être fondée sur les spécifications du risque d'intégrité et sur le modèle des défaillances contre lesquelles le moniteur doit assurer une protection. Il est possible de déterminer une limite du taux de défaillance des éphémérides du GPS à partir des spécifications de fiabilité énoncées au chapitre 3, § 3.1.7.3.1.4, puisqu'une telle erreur d'éphémérides constituerait une défaillance de service majeure.

7.5.10.2 Le segment de contrôle du GLONASS surveille les paramètres d'éphémérides et les paramètres temporels et, en cas de situation anormale, applique un message de navigation corrigé. Les erreurs de distance attribuables aux défaillances des paramètres d'éphémérides et des paramètres temporels ne dépassent pas 70 m. Le taux de défaillance des satellites GLONASS, y compris les défaillances des paramètres d'éphémérides et des paramètres temporels, ne dépasse pas 4×10^{-5} par satellite par heure.

7.5.11 *Défaillances du récepteur de référence sol.* Un sous-système sol GBAS type traite les mesures provenant de 2 à 4 récepteurs de référence installés dans le voisinage immédiat du point de référence. Pour les GAST A, B, C et D, on assure la protection du récepteur embarqué contre les erreurs importantes et les défaillances d'un seul récepteur de référence en calculant un niveau de protection fondé sur les paramètres B contenus dans le message de type 1 ou de type 101, et en comparant ce niveau de protection au seuil d'alarme. La conformité du sous-système sol avec le risque d'intégrité du GAST A, B, C et D (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1) est démontrée en tenant compte des protocoles requis du sous-système embarqué (appendice B, § 3.6.5.5.1.2) et du contrôle explicite requis du sous-système embarqué. D'autres architectures de système dont la redondance est suffisamment poussée pour ce qui est des mesures provenant des récepteurs de référence peuvent employer des algorithmes de traitement capables de repérer une erreur importante ou une défaillance de l'un des récepteurs. Cette solution peut s'appliquer pour un réseau GRAS dont les récepteurs sont répartis sur une zone étendue et dont la densité de points de pénétration ionosphérique est suffisante pour départager les erreurs provenant des récepteurs des effets ionosphériques. On peut alors obtenir l'intégrité en utilisant seulement les niveaux de protection associés aux conditions de mesure normales (VPL_{H0} et LPL_{H0}) avec les valeurs appropriées des paramètres K_{ffmd} et σ_{pr_gnd}, ce qui peut être réalisé en employant le message de type 101, paramètres B exclus.

7.5.11.1 *Défaillances du récepteur de référence sol en GAST D.* Pour le GAST D, un moniteur normalisé supplémentaire est implanté dans le récepteur embarqué utilisé pour préserver l'intégrité de la condition de mesure dégradée du récepteur de référence, quelle que soit la géométrie de satellites utilisée dans l'aéronef. Le récepteur embarqué établit une estimation de l'erreur de position en se fondant sur les paramètres B et compare cette estimation directement avec un seuil réglé aussi bas que possible en accord avec le risque de continuité acceptable. Même si le moniteur est mécanisé dans le sous-système embarqué, le sous-système sol doit répondre aux spécifications particulières du moniteur pour assurer la protection requise. La performance d'intégrité dépend du taux de défaillance a priori supposé (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1.2) et de la probabilité d'une détection manquée du moniteur. Le taux a priori d'un seul récepteur de référence fournissant des mesures erronées doit être inférieur à 1×10^{-5} par 150 secondes. Le taux pour chacun des récepteurs dépend du nombre de récepteurs de référence du sous-système sol. Par exemple, s'il y a quatre récepteurs de référence, le taux par récepteur devrait être inférieur à $2{,}5 \times 10^{-6}$ par 150 secondes. Ce taux a priori est obtenu par une combinaison de spécifications de conception des récepteurs et de contraintes appropriées d'implantation et d'exploitation du récepteur de référence. Étant donné que les conditions varient durant le fonctionnement du système, les sous-systèmes sol peuvent contrôler les sorties du récepteur pour vérifier qu'il reste conforme aux spécifications. La performance d'intégrité dépend aussi de la probabilité de la performance de détection manquée (P_{md}) du moniteur installé dans l'équipement embarqué. La performance P_{md} de ce moniteur dépend à son tour des caractéristiques des erreurs qui compromettent l'observabilité d'une défaillance de référence. C'est également vrai des équations du risque d'intégrité du niveau de protection existant associé aux conditions de mesures dégradées. Le sous-système sol doit diffuser des paramètres d'intégrité qui bornent les erreurs de manière qu'une distribution normale puisse suffisamment caractériser les erreurs et que la P_{md} puisse être estimée (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1.1 et § 3.6.7.2.2.4.1).

7.5.11.2 *Délimitation de l'ampleur des défaillances du récepteur de référence sol en GAST D.* Vu que le sous-système embarqué utilise le moniteur comme il est défini dans les MOPS, il est possible de calculer l'ampleur de l'erreur la plus importante qui peut résulter de la défaillance d'un seul récepteur de référence avec une probabilité supérieure à 1×10^{-9}. L'ampleur maximale calculée de l'erreur dépendra du taux de défaillance a priori supposé (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1.1) et de la probabilité d'une détection manquée du moniteur. La P_{md} du moniteur dépend du seuil du moniteur, qui est calculé par l'équipement embarqué en fonction de la géométrie et de la distribution d'erreurs liée à l'hypothèse H_1.

7.5.12 *Spécifications de contrôle dans le domaine de la mesure de distance pour GAST D.* Pour assurer une sécurité équivalente des opérations de catégorie II/III, il faut prévoir des spécifications allant au-delà des spécifications de base du « signal électromagnétique » définies pour les GAST A, B et C. Ces spécifications comprennent des spécifications de performance pour les moniteurs mis en place pour détecter les erreurs de pseudodistance. Deux spécifications s'appliquent à l'erreur après contrôle de la pseudodistance corrigée en raison de défaillances spécifiques de la source de mesure de distance (appendice B, § 3.6.7.3.3.2 et 3.6.7.3.3.3). Dans les deux cas, la spécification s'applique à la probabilité d'une détection manquée en fonction de l'ampleur d'une erreur due à la défaillance de la pseudodistance lissée sur 30 secondes après application de la correction.

1) La première spécification place une contrainte sur la P_{md} des défaillances spécifiées de la source de mesure de distance sans tenir compte de la probabilité a priori de la défaillance de la source de mesure de distance. La limite pour la performance d'un moniteur du sous-système sol définie à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.2, est illustrée à la figure D-11. L'équipement GAEC-D utilise des corrections différentielles sur 30 secondes pour formuler la solution de position utilisée pour les écarts de guidage. Les limites de la région sous contrainte définissent la P_{md} minimale que le sous-système sol doit garantir pour toute défaillance d'une seule source de mesure de distance.

   Note.— L'exemple de P_{md} conforme de la figure D-11 est fondé sur un moniteur hypothétique avec un seuil établi à 0,8 m et un bruit de moniteur de 0,123 m. La courbe sert seulement à l'illustration et ne représente pas la performance d'une conception de moniteur spécifique.

2) La deuxième spécification limite la probabilité conditionnelle de la performance P_{md} de la source de mesure de distance spécifiée, compte tenu de la probabilité de défaillance a priori pour la défaillance de la source de mesure de distance spécifique. La limite de probabilité conditionnelle, $P_{md} \times P_{apriori}$, de la performance d'un moniteur du sous-système sol, définie à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.3, est illustrée à la figure D-12. La probabilité a priori de chaque défaillance de source de mesure de distance ($P_{apriori}$), utilisée pour évaluer la conformité, devrait avoir la même valeur que celle qui est utilisée dans l'analyse pour montrer la conformité avec les spécifications de délimitation applicables aux FAST C et D (voir le § 7.5.3.1).

7.5.12.1 *Vérification de la conformité du sous-système sol avec les spécifications de contrôle dans le domaine de la mesure de distance*

La conformité d'une conception de sous-système sol aux spécifications du moniteur énoncées à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.2 et § 3.6.7.3.3.3 est vérifiée en combinant essais et analyse. Les spécifications prennent la forme d'une contrainte sur la probabilité de détection manquée en fonction de l'ampleur d'une erreur dans la pseudodistance corrigée. Le processus général qui peut être employé pour vérifier qu'un moniteur particulier, qui fait partie d'une conception de sous-système sol, répond à la performance spécifiée se présente comme suit :

- Identifier l'espace de menace pour chaque mode de défaillance à prendre en compte. (Les spécifications de l'appendice B, § 3.6.7.3.3, s'appliquent à quatre modes de défaillance spécifiques.) Ces modes de défaillance (c.-à-d. l'espace de menace), qui peuvent être utilisés pour évaluer la conformité avec une conception du sous-système sol, sont présentés aux § 7.5.12.1.3.1 à 7.5.12.1.3.4. Ces modes de défaillance et ces combinaisons de défaillances constituent l'espace de menace. Ces définitions de l'espace de menace représentent ce qu'un État au moins a jugé acceptable comme espace de menace théorique pour chaque mode de défaillance.

- Identifier l'espace de configuration bord. Les spécifications du système embarqué introduisent des contraintes sur la conception et la performance de l'équipement embarqué. Ces contraintes définissent la gamme des paramètres bord

critiques de l'espace de configuration pour chaque mode de défaillance et/ou chaque moniteur qui doit être protégé par le sous-système sol. Par exemple, la largeur de bande et l'espacement de corrélation d'un récepteur embarqué conforme satisferont aux spécifications des § 8.11.4 à 8.11.7.1. Il s'agit là de deux des paramètres critiques de l'espace de configuration bord pour le mode de défaillance de déformation du signal du satellite. Un paramètre bord critique a une incidence directe sur la manière dont chaque point de l'espace de menace se traduit par une erreur dans la pseudodistance corrigée différentiellement.

- Une analyse d'erreur est effectuée en examinant la conception du moniteur spécifique considéré, compte tenu de toute la gamme de caractéristiques de défaillance qui constituent l'espace de menace. Pour chaque défaillance caractérisée, l'erreur qui serait introduite dans la pseudodistance corrigée (en utilisant les pseudodistances lissées sur 30 secondes et les corrections de pseudodistance) est calculée en tenant compte de la gamme complète de paramètres bord critiques qui constituent l'espace de configuration bord.

- Lorsque l'on évalue la conformité d'une conception de sous-système sol, la performance est caractérisée par des mesures statistiques pertinentes. Tout moniteur est soumis à du bruit et par conséquent la performance peut être caractérisée par le taux de fausse détection et la probabilité de détection manquée. Ces deux mesures de performance sont spécifiées dans les spécifications sol de l'appendice B au moyen d'une contrainte à ne pas dépasser. La performance de probabilité de détection manquée a pour contrainte les spécifications de l'appendice B, § 3.6.7.3.3.2 et 3.6.7.3.3.3. La performance du taux de fausse détection est restreinte par les spécifications de continuité de l'appendice B, § 3.6.7.1.3.2. Il faut comprendre que le sous-système sol doit satisfaire à toutes les spécifications des normes. Il est possible que la performance de certains moniteurs soit de plus restreinte par d'autres spécifications telles qu'une spécification relative au risque d'intégrité du sous-système sol (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.1). La performance de précision de la station sol peut avoir une incidence sur la performance du moniteur embarqué et du moniteur sol. Dans la validation de la faisabilité d'une spécification, il est supposé qu'une performance GAD C4 tienne compte, par exemple, des défaillances d'un seul récepteur de référence. L'utilisation de catégories de performance inférieures peut avoir une incidence sur la disponibilité ou la continuité et devrait être examinée lors du processus de conception.

7.5.12.1.1 *Conformité du contrôle du sous-système sol avec les spécifications de continuité.* La conformité avec le taux de fausse détection (continuité) peut être établie sur la base des données réelles collectées combinées à une analyse et/ou à une simulation. Le nombre requis d'échantillons véritablement indépendants devrait être suffisant pour adéquatement caractériser la fonction de distribution cumulative (CDF) du discriminateur du moniteur, qui est comparée au seuil établi pour le moniteur. La CDF du bruit exempte de défauts doit être telle que pour le seuil établi dans le moniteur, la probabilité de fausse détection soit inférieure à celle qui est exigée pour assurer la continuité. Une attribution de la continuité à chaque moniteur doit être effectuée en tenant compte de la probabilité globale spécifiée de fausse détection (appendice B, § 3.6.7.1.3.2). La probabilité de fausse détection obtenue est déterminée par extrapolation des tendances observées dans la CDF mesurée. En outre, les événements de détection dans le système sol peuvent être consignés et si, avec le temps, les taux de fausse détection ne sont pas maintenus aux niveaux requis, les seuils peuvent être ajustés en procédant à une maintenance pour corriger le problème.

7.5.12.1.2 *Conformité du contrôle du sous-système sol avec les spécifications d'intégrité.* La conformité avec la probabilité de détection manquée (risque d'intégrité) est habituellement établie au moyen d'une simulation et d'une analyse. (Étant donné la faible probabilité admise d'observer des défaillances réelles, il est impossible de réunir suffisamment de données réelles pour établir que la probabilité est respectée de manière statistiquement significative.) L'espace de menace pour le mode de défaillance est divisé en intervalles discrets dans l'ensemble des paramètres pertinents qui définissent le comportement de défaillance. L'espace total de défaillances potentielles est représenté par une grille multidimensionnelle de points discrets qui couvrent l'espace de menace. L'espace de configuration bord est également discrétisé, c'est-à-dire qu'il est représenté par une grille multidimensionnelle de points (paramètres critiques) discrets. Une simulation est effectuée pour calculer la performance d'erreur de pseudodistance attendue pour chaque point de l'espace de menace, chaque configuration bord possible et la fonction du récepteur sol avec les moniteurs. L'erreur la plus défavorable dans la pseudodistance corrigée est calculée en fonction de la valeur du discriminateur du moniteur qui traite la menace (l'hypothèse étant qu'il n'y a pas de bruit à ce point), ce qui permet aussi de déterminer la valeur du discriminateur en fonction de l'erreur la plus défavorable dans la pseudodistance corrigée (mise en correspondance inverse). La probabilité de détection manquée est obtenue en

surimposant le bruit établi d'après un modèle de bruit prudent (en utilisant une surlimite de la CDF générée par les données réelles) sur le discriminateur déterminé à partir de la distance différentielle dans le cas le plus défavorable. Ce calcul peut se faire par analyse ou par simulation. La mise en correspondance du discriminateur avec les erreurs les plus défavorables dans la pseudodistance corrigée et les niveaux de bruit appliqués peuvent être soumis à d'autres dépendances (par exemple, l'angle de site du satellite), et la probabilité de détection manquée établie est donc aussi fonction d'un ensemble de paramètres constituant l'espace de paramètre de détection, qui est aussi divisé en intervalles discrets, c'est-à-dire représenté par une grille multidimensionnelle de points discrets (paramètre de détection). La probabilité de détection manquée finale est obtenue en recherchant le cas le plus défavorable dans l'évaluation de tous les points de grille dans l'espace de paramètre de détection.

7.5.12.1.3 *Espace de menace et espace pertinent de configuration bord pour chaque mode de défaillance*

7.5.12.1.3.1 *Menace de divergence code-porteuse*

7.5.12.1.3.1.1 La menace de divergence code-porteuse est une condition de défaillance dans un satellite GPS qui cause une divergence excessive entre le code et la porteuse du signal diffusé.

7.5.12.1.3.1.2 Une défaillance de divergence code-porteuse peut provoquer une erreur de mesure de distance différentielle dans l'un des cas suivants ou dans les deux : 1) les conceptions des filtres embarqués et sol ne sont pas identiques, et 2) les filtres embarqués et sol commencent à des moments différents. Ces deux cas peuvent entraîner une différence entre les réponses transitoires des filtres en cas de divergence code-porteuse. Les paramètres bord critiques sont les suivants :

— Le moment d'initialisation du filtre de lissage embarqué par rapport au début de la défaillance.

— Le type de filtre de lissage (constante de temps fixe de 30 secondes ou constante de temps ajustable égale au temps à partir de l'initialisation jusqu'à 30 secondes, puis constante de temps fixe).

— Le contrôle du taux de divergence code-porteuse requis dans le système embarqué pour le GAST D et la réaction aux défaillances correspondante.

— La période allant de l'initialisation du filtre de lissage embarqué à l'incorporation de la mesure dans la solution de position.

7.5.12.1.3.2 *Menace d'accélération excessive*

La menace d'accélération excessive est une condition de défaillance dans un satellite GPS qui provoque une accélération excessive de la porteuse (et parallèlement du code) du signal diffusé. L'espace de menace est unidimensionnel et correspond à toutes les accélérations possibles, y compris les rampes et les échelons.

7.5.12.1.3.3 *Menace d'erreur des éphémérides*

La menace d'erreur des éphémérides est une condition de défaillance qui fait que les paramètres des éphémérides diffusés donnent des erreurs excessives de position de satellite à la perpendiculaire de la visibilité directe du sous-système sol vers le satellite.

L'erreur de distance différentielle qui en résulte est l'erreur de position du satellite (erreur vraie comparativement aux éphémérides diffusés) multipliée par la distance entre le sous-système sol et le sous-système embarqué, et proportionnée par la distance inverse jusqu'au satellite. Elle est limitée par le produit du paramètre P (§ 7.5.9) et la distance entre l'utilisateur et le sous-système sol. Le paramètre bord critique pour la menace d'erreur des éphémérides est donc la distance entre l'utilisateur et le sous-système sol.

Les défaillances des éphémérides des satellites se divisent en deux catégories, A et B, selon que la défaillance est ou n'est pas liée à une manœuvre satellitaire. Il existe deux sous-classes de défaillances de type A, les sous-classes A1 et A2.

7.5.12.1.3.3.1 *Menace d'erreur des éphémérides de type B*

7.5.12.1.3.3.1.1 La menace de type B survient lorsque les données d'éphémérides diffusées sont anormales, mais qu'aucune manœuvre satellitaire n'intervient.

7.5.12.1.3.3.1.2 Le sous-système sol GBAS peut prévenir ce type de défaillance en comparant les éphémérides actuelles et les éphémérides antérieures. Exemple de défaillance de type B :aucune manœuvre n'intervient, un téléchargement inapproprié est envoyé à un satellite et le satellite diffuse par la suite une éphéméride erronée.

7.5.12.1.3.3.2 *Menace d'erreur des éphémérides de type A1*

7.5.12.1.3.3.2.1 La menace de type A1 survient lorsque les données des éphémérides diffusées sont anormales à la suite d'une manœuvre satellitaire annoncée et intentionnelle.

7.5.12.1.3.3.2.2 Les éphémérides antérieures sont d'une utilité limitée dans la détection de défaillances de type A1 en raison de la manœuvre exécutée. Le sous-système sol GBAS devra contrôler les données de mesure de distance directement dans le cadre de la validation des éphémérides. Exemple de défaillance de type A1 : un satellite est désigné hors d'état de fonctionner, une manœuvre est exécutée, un téléchargement inapproprié est envoyé au satellite, le satellite est réinitialisé pour rétablir le bon fonctionnement et il diffuse par la suite une éphéméride erronée.

7.5.12.1.3.3.3 *Menace d'erreur des éphémérides de type A2*

7.5.12.1.3.3.3.1 La menace de type A2 survient lorsque les données d'éphémérides diffusées sont anormales à la suite d'une manœuvre satellitaire non annoncée ou non intentionnelle.

7.5.12.1.3.3.3.2 Les éphémérides antérieures sont d'une utilité limitée pour la détection de défaillances de type A2 en raison de la manœuvre exécutée. Le sous-système sol GBAS devra contrôler les données de mesure de distance directement dans le cadre de la validation des éphémérides. Exemple de défaillance de type A2 : un satellite est désigné en état de fonctionner, une manœuvre intentionnelle ou l'allumage non intentionnel d'un propulseur se produit et le satellite continue à diffuser des éphémérides antérieures à la manœuvre (maintenant erronées).

7.5.12.1.3.4 *Menace de déformation du signal*

7.5.12.1.3.4.1 La menace de déformation du signal est une condition de défaillance dans le satellite GPS qui entraîne une distorsion du code C/A diffusé, de sorte que les crêtes de corrélation utilisées pour la poursuite dans le système embarqué et dans le système sol sont déformées. L'étendue de la déformation dépend de la largeur de bande du récepteur et l'erreur de poursuite qui en résulte dépend de l'endroit où sont situés (le long de la crête du corrélateur) les points du corrélateur utilisés pour la poursuite du code.

7.5.12.1.3.4.2 L'espace de menace du contrôle de la déformation du signal reçu est défini à la section 8. Il existe trois types de défaillances : A, B et C.

7.5.12.1.3.4.3 La plupart des satellites présentent naturellement un certain niveau de déformation des crêtes du corrélateur, que l'on appelle des biais naturels (mesures du corrélateur). Ces biais naturels peuvent varier au fil du temps.

7.5.12.1.3.4.4 Une condition de défaillance (début) se présente comme un échelon dans la mesure du code brut (non filtré), à la fois dans le système embarqué et dans le système sol. Si les deux systèmes avaient exactement le même étage d'entrée (filtrage RF et IF, méthode d'échantillonnage), le même type de corrélateur et le même espacement de corrélation, l'erreur serait la même au sol et à bord et aucune erreur différentielle ne surviendrait. Mais habituellement ce n'est pas le cas.

7.5.12.1.3.4.5 L'échelon est filtré par l'algorithme de lissage dans les systèmes sol et embarqués, et l'erreur différentielle en régime permanent se manifeste graduellement dans un délai de 60 – 90 secondes lorsque l'on utilise des corrections provenant de messages de type 11 (ou de 200 – 300 secondes pour un message de type 1).

7.5.12.1.3.4.6 Si une défaillance (A, B ou C) se produit dans un satellite, il faudra environ de 60 à 90 secondes avant d'atteindre le régime permanent pour l'erreur et le discriminateur du moniteur. Essentiellement, le début de la défaillance provoque une course entre l'erreur différentielle qui va augmentant et le discriminateur du moniteur à mesure qu'il s'approche du seuil. On parle alors d'un régime transitoire. Si l'erreur de distance atteint la limite qui doit être protégée alors que le discriminateur n'a pas encore franchi le seuil avec une marge suffisante pour garantir la probabilité de détection requise, la spécification n'est pas respectée. Les performances du régime permanent et du régime transitoire doivent être évaluées.

7.5.12.1.3.4.7 Les paramètres bord critiques pour la menace de déformation du signal sont les suivants :

- Le temps entre l'initialisation du filtre de lissage embarqué et l'intégration de la mesure dans la solution de position.
- Les paramètres soumis aux contraintes définies dans la norme relative au GAST D (supplément B), notamment :
  - corrélateur de type avance-retard (EL) ou double delta (DD) ;
  - espacement de corrélation ;
  - largeur de bande du signal GPS (de la réception à l'antenne à la conversion RF, IF et A/D).
- Retard de groupe (de la réception à l'antenne à la conversion RF, IF et A/D).

7.5.12.1.3.4.8 En dehors du choix discret entre corrélateur EL et DD, l'espace de configuration est bidimensionnel (espacement de corrélation et largeur de bande). Les filtres mis en place dans le système embarqué peuvent être de types différents (Butterworth, Chebychev, elliptique, etc.). Des contraintes de retard de groupe excluent certains de ces filtres. Cependant, la variation possible dans la conception du récepteur introduit d'autres dimensions qui doivent être prises en compte par le fabricant du sous-système sol. Les types de filtres font partie de l'espace de configuration à prendre en considération.

7.5.13 *Spécifications relatives au sous-système sol et évaluation des performances de navigabilité.* La certification de navigabilité des systèmes d'atterrissage automatique pour les opérations de catégorie II/III nécessite une évaluation de la performance d'atterrissage dans des conditions exemptes de défaillances et des conditions de défaillance. On trouvera de plus amples renseignements, notamment une description de la manière dont les normes techniques peuvent être utilisées pour effectuer une évaluation, dans le document DO-253D, appendice J, de la RTCA, intitulé Minimum Operational Performance Requirements for Airborne Equipment using the Local Area Augmentation System.

7.5.13.1 *Estimation de la disponibilité.* Dans certaines situations, il peut être nécessaire d'estimer la disponibilité prévue d'un aéroport ou d'une extrémité de piste, par exemple, lorsque les angles de masquage sont élevés ou que la valeur de l'E_{IG} dépasse 2,75 m. La valeur maximale de 2,75 m fixée pour l'E_{IG} est établie sur la base de simulations de disponibilité utilisant des suppositions prudentes quant aux performances de la constellation et des aéronefs ; l'objectif est de fournir le service GAST D avec une disponibilité de 0,999 aux aéroports de catégorie III partout dans le monde. La limite de 2,75 m pour l'E_{IG} garantit donc une disponibilité supérieure à 0,999 dans les scénarios les plus pessimistes, lorsque seul le composant ionosphérique résiduel est pris en compte. Cela dit, à de nombreux endroits, l'objectif de disponibilité est atteint pour des valeurs d'E_{IG} supérieures à 2,75 m. De plus, le chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, spécifie une plage de valeurs de disponibilité, et le fournisseur du service doit déterminer laquelle est nécessaire pour l'opération considérée. Dans les cas où le service GAST D est fourni à un LTP où l'E_{IG} excède 2,75 m, il ne peut pas être fait de supposition en ce qui concerne la disponibilité, et il incombe alors au fournisseur du service d'estimer celle-ci conformément aux orientations ci-dessous, en faisant des suppositions sur les performances côté bord. Il peut être supposé que la valeur maximale admissible de l'erreur côté bord non détectée dans le domaine de la position ($MaxE_v$, $MaxE_L$), calculée compte tenu des critères de navigabilité relatifs au toucher des roues, est de 10 m ou plus.

7.5.13.2 En général, la disponibilité pour une approche donnée peut être estimée en tenant compte des paramètres de station sol transmis en conditions normales pour le calcul des valeurs de VEB/LEB et de VPL/LPL et la comparaison avec les valeurs de VAL/LAL pour l'approche considérée. Le résultat de la sélection de la géométrie côté bord est un composant

distinct de la disponibilité. Dans les cas où l'E_{IG} est supérieure 2,75 m, il est suffisant de tenir compte de la disponibilité résultant de la sélection de la géométrie côté bord, qui régit la disponibilité plutôt que les niveaux de protection.

7.5.13.3 Au minimum, la durée de la simulation doit englober tous les états de la constellation (24 heures dans le cas du GPS). Lorsque des considérations probabilistes supplémentaires sont prises en compte, p. ex. la probabilité de scintillation, des simulations plus longues peuvent être nécessaires.

7.5.13.4 Les valeurs de VPL/LPL devraient être comparées aux valeurs de VAL/LAL à 200 ft (ou au seuil s'il se trouve plus loin du point de référence du GBAS).

7.5.13.5 Les valeurs de VEB/LEB devraient être comparées aux valeurs de VAL/LAL à 23 NM ou à la distance où il est prévu que l'approche commencera.

7.5.13.6 La constellation à utiliser est la constellation standard extensible (27 véhicules spatiaux), définie dans la norme *GPS Standard Positioning Service (SPS) Performance Standard*, quatrième édition, avec les probabilités d'état N-1 et N-2 indiquées dans le tableau D-11.

7.5.13.7 Si le critère de disponibilité est rempli dans ces conditions, une plus ample analyse n'est pas nécessaire. S'il faut une analyse supplémentaire, une constellation moins standard peut être utilisée, p. ex. almanach Yuma contemporain. Les mêmes probabilités d'état de constellation peuvent servir, ou, si c'est possible, des probabilités applicables à la constellation en question.

Tableau D-11. Probabilités d'état de la constellation GPS

État de la constellation GPS	*N satellites en fonctionnement*	*N-1*	*N-2*	*N-3*	*N-4*
Probabilité	0,95	0,035	0,015	0	0

7.5.13.8 Les paramètres de station sol sont ceux que transmet le sous-système sol particulier.

7.5.13.9 Les suppositions relatives aux paramètres côté bord sont les suivants :

- AAD B ;
- Vitesse de l'aéronef : 160 kt ;
- $\sigma_{divg.}$: 0 (suppose un régime permanent du filtre de lissage) ;
- σ_{bruit} : 0,15 (cas le plus défavorable à l'intérieur de l'AAD B) ;
- $MaxE_{v,}$ $MaxE_{L}$: 10 m ;
- $MaxS_{vert} = MaxE_{v} / E_{R}$;
- $MaxS_{Lat} = MaxE_{L} / E_{R}$;
- $MaxS_{vert2} = MaxE_{v} / \max(E_{IG})$;
- $MaxS_{Lat2} = MaxE_{L} / \max(E_{IG})$;
- E_R est l'erreur de pseudodistance non détectée maximale pour l'approche GAST D, à savoir 1,6 m ou, si elle est plus élevée, l'E_{IG} pour l'approche ;
- le récepteur de bord est capable de suivre au moins 12 sources de mesures de distance et en même temps de décoder les données de navigation associées.

7.5.14 *Délai d'alarme du signal électromagnétique GBAS.* Le délai d'alarme du signal électromagnétique (SIS) GBAS est défini ci-après dans le contexte du GBAS sur la base de la définition du délai d'alarme fournie au chapitre 3, § 3.7.1. Le délai d'alarme SIS GBAS est le délai maximal admis depuis le début d'une situation hors tolérance à la sortie d'un récepteur GBAS embarqué exempt de défauts jusqu'au moment où le récepteur GBAS embarqué annonce l'alarme. Ce délai est une

limite qu'il ne faut jamais dépasser et vise à protéger l'aéronef contre des périodes prolongées de guidage hors des seuils d'alarme latéral ou vertical.

7.5.14.1 Deux temps sont prévus dans les normes pour assurer le délai d'alarme du SIS du GBAS.

1) Le premier, le délai d'alarme du sous-système sol pour les spécifications du SIS, limite le temps que prend le sous-système sol pour indiquer qu'il a détecté une situation hors tolérance compte tenu de la sortie d'un récepteur GBAS exempt de défauts. L'indication donnée à l'élément embarqué est soit a) diffuser des messages de type 1 (et de type 11 si la diffusion de ce type est prévue) ou des messages de type 101 indiquant la situation (conformément à l'appendice B, § 3.6.7.3.2.1), soit b) mettre fin à toutes les transmissions VDB. Le sous-système sol dispose d'un délai de 3 secondes pour prendre l'une ou l'autre de ces dispositions.

   Pour les récepteurs embarqués qui utilisent GAST C, au moins un message de type 1 signalant cette situation hors tolérance doit être reçu par un récepteur embarqué exempt de défauts à l'intérieur du délai de temporisation des messages pour respecter le délai d'alarme SIS. Pour les récepteurs embarqués qui utilisent le GAST D, au moins un message (de type 1 et de type 11) ayant le même compte Z modifié applicable (et le même ensemble de satellites) doit être reçu par un récepteur embarqué exempt de défauts à l'intérieur du délai de temporisation des messages pour respecter le délai d'alarme SIS. Étant donné que l'interruption de la VDB peut se traduire par un temps d'exposition supérieur au délai d'alarme SIS pour les défaillances satellitaires, cette option n'est recommandée que lorsque la transmission VDB ne répond pas aux spécifications de performance correspondantes (voir l'appendice B, § 3.6.7.3.1.1).

   De plus, dans le cas des sous-systèmes sol qui satisfont aux spécifications de performance de contrôle GAST D, le sous-système sol ne dispose que de 1,5 seconde pour détecter une situation qui produirait des erreurs hors tolérance dans les pseudodistances corrigées sur 30 secondes et pour soit exclure les mesures de la source de mesure de distance de la diffusion, soit pour les marquer comme étant non valides. Ce délai de détection et cette diffusion sont semblables quant à la définition, mais leur fonction n'équivaut pas à celle du délai d'alarme du sous-système sol, vu qu'une situation hors tolérance dans une seule source de mesure de distance n'entraîne pas nécessairement des informations de guidage hors tolérance.

2) Le deuxième temps applicable au délai d'alarme SIS GBAS prévoit la perte temporaire possible de la réception de messages. L'équipement embarqué utilisant un GAST C actif produit une alarme s'il ne reçoit pas de message de type 1 dans un délai de 3,5 secondes durant les étapes finales de l'approche. Lorsque l'équipement embarqué est au-dessous d'une hauteur de 200 ft au-dessus du seuil de piste (HAT), l'équipement embarqué utilisant un GAST D actif produit une alarme ou modifie le type de service actif s'il ne reçoit pas, dans un délai de 1,5 seconde, un ensemble de messages de type 1 et de type 11 ayant le même compte Z modifié. Il faut noter que ces temporisations dictent aussi le délai d'alarme SIS obtenu lorsque le sous-système sol cesse les transmissions VDB au lieu de diffuser des messages pour alerter l'équipement embarqué.

   Des spécifications sur la rapidité avec laquelle les sorties du récepteur doivent être invalidées (annonçant ainsi une alarme) ainsi que sur d'autres conditions nécessitant que les sorties soient indiquées comme non valides figurent dans le DO-253D de la RTCA. Par exemple, il est spécifié que la fonction de détermination de la position du récepteur GBAS embarqué doit utiliser le contenu du message le plus récemment reçu et exprimer le contenu du message dans ses sorties dans un délai de 400 ms. Le délai d'alarme SIS est défini par des événements de début et de fin au même point dans l'aéronef. Aucun traitement commun pour générer des sorties à la fois en condition normale et en condition d'alarme ne changera le délai d'alarme SIS obtenu, c'est-à-dire que cette période commune agit comme un retard à la fois pour l'événement de début et l'événement de fin et n'a pas d'incidence sur la durée d'exposition totale à l'aéronef. Dans le récepteur GBAS, les sorties dans ces deux types de conditions doivent répondre aux mêmes spécifications de latence, de sorte que l'on ne s'attend pas à d'importantes différences. La valeur de la différence entre le délai d'alarme SIS et le délai d'alarme du sous-système sol est égale à la différence entre le temps de traitement du récepteur et le temps nécessaire au récepteur pour invalider les sorties.

7.5.14.2 Le tableau D-12 résume les temps qui contribuent au délai d'alarme SIS GBAS et la plage de valeurs de délai d'alarme obtenues à laquelle on peut s'attendre.

7.5.14.3 La figure D-13 montre le cas nominal, sans messages manqués, et la figure D-14 montre l'effet des messages manqués pour le GAST D au-dessous de 200 ft. Au-dessus de 200 ft, la situation est similaire, mais l'aéronef dispose d'un délai de message manqué plus long, comme il est décrit ci-dessus.

7.5.14.3.1 La figure D-14 montre l'effet des messages manqués (moitié supérieure) et de l'arrêt de la diffusion VDB (moitié inférieure) sur le délai d'alarme SIS en utilisant l'exemple des spécifications applicables au GAST D au-dessous de 200 ft. La ligne de temps supérieure montre qu'il y a deux messages manqués seulement et que le troisième est reçu, de sorte que les opérations peuvent se poursuivre, à moins que le troisième message n'indique une condition de défaillance qui entraîne une alarme du récepteur. La ligne de temps inférieure montre l'effet de l'arrêt de la diffusion VDB. Le récepteur embarqué invalide ses sorties après trois messages manqués. Le délai d'alarme SIS combine les temps attribués au délai d'alarme sol et aux messages manqués (voir le tableau D-10), mais il est maintenant décalé par le temps de traitement du récepteur embarqué. Au-dessus de 200 ft, la situation est similaire, mais l'aéronef dispose d'un délai plus long, comme le décrit le document DO-253D de la RTCA.

7.5.14.3.2 Pour l'intégrité du SIS, le diagramme indique que le début du délai d'alarme SIS se situe au point où le récepteur embarqué exempt de défauts produit des données hors tolérance. L'événement de fin du délai d'alarme SIS se trouve aussi à la sortie du récepteur embarqué.

7.5.14.3.3 L'événement de début du délai d'alarme ou du délai de détection et de diffusion du sous-système sol est le dernier bit du premier message (paire de messages de type 1 et type 11 pour le GAST D), y compris les données hors tolérance. Pour les défaillances de l'équipement sol ou la fin du signal VDB, c'est là le premier message contenant des informations de correction, d'intégrité ou de trajectoire diffusé par le sous-système sol qui n'est pas conforme à la spécification d'intégrité applicable (p. ex. intégrité du SIS, intégrité du sous-système sol). Pour les défaillances de satellites, les spécifications sont hors tolérance dès que les erreurs de pseudodistance différentielles dépassent les mesures de performance énoncées dans une certaine spécification (p. ex. le contrôle de la source de mesure de distance). Leur événement de fin est le dernier bit du premier message (paire de messages pour le GAST D) supprimant les données hors tolérance ou signalant qu'elles ne sont pas valides.

7.5.14.3.4 Il convient de noter que bien que la figure D-13 indique que les délais d'alarme du SIS et du sous-système sol renvoient à des points de début et de fin différents dans le temps, un ANSP peut supposer qu'ils sont les mêmes. Un sous-système sol devrait être évalué et certifié sans crédit ni pénalité pour les variations du récepteur embarqué dues à une mise en œuvre spécifique approuvée de l'aéronef. Du point de vue du sous-système sol, tous les messages reçus sont censés être instantanément appliqués ou pris en compte par le récepteur embarqué. Il en résulte des points de référence des délais d'alarme du SIS et du sous-système sol qui sont équivalents du point de vue du sous-système sol.

7.5.15 *Risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D.* L'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3, contient une nouvelle spécification d'intégrité du sous-système sol se rapportant à des critères de conception à sécurité intégrée. Cette méthode d'intégrité garantit que les défaillances dans le sous-système sol qui peuvent avoir une incidence sur les fonctions des stations et se traduire par des informations erronées sont extrêmement improbables. Cette spécification a pour objet de préciser le risque admissible que le sous-système sol génère en interne des informations erronées et en provoque la diffusion. D'autres spécifications précisent la performance requise du sous-système sol en matière de détection et d'atténuation des défaillances provenant de l'extérieur du sous-système sol (telles que des défaillances d'une source de mesure de distance). Cette spécification se rapporte à la probabilité que le sous-système sol ne parvienne pas à assurer la fonction prévue. La fonction prévue pour le GBAS est définie au chapitre 3, § 3.7.3.5.2. Les fonctions énumérées dans ce paragraphe et les spécifications de performance correspondantes caractérisent la fonction prévue du système.

Tableau D-12. Contributions au délai d'alarme SIS

Spécifications de risque d'intégrité et types de service	*Délai d'alarme du sous-système sol (Note 1)*	*Temporisation des messages dans l'aéronef (Note 5)*	*Délai d'alarme SIS (nominal) (Note 6)*	*Délai d'alarme SIS (maximal) (Note 7)*
Appendice B, 3.6.7.1.2.1.1.1 et 3.6.7.1.2.2.1 (GAST A,B,C)	3,0 s (Note 2)	3,5 s	3,0 s	6,0 s
Appendice B, 3.6.7.1.2.1.1.2 et 3.6.7.1.2.2.1 (GAST D)	3,0 s (Notes 2 et 8)	3,5 s (HAT supérieur à 200 ft)	3,0 s	6,0 s
		1,5 s (HAT inférieur à 200 ft)	3,0 s	4,0 s
Appendice B, 3.6.7.1.2.1.1.3 (GAST D)	1,5 s	3,5 s (HAT supérieur à 200 ft)	1,5 s	4,5 s (Note 3)
		1,5 s (HAT inférieur à 200 ft)	1,5 s	2,5 s (Note 3)
Appendice B, 3.6.7.3.3 (GAST D)	1,5 s (Note 9)	3,5 s (HAT supérieur à 200 ft)	1,5 s	4,5 s (Note 4)
		1,5 s (HAT inférieur à 200 ft)	1,5 s	2,5 s (Note 4)

Note 1.— Les spécifications du délai d'alarme du sous-système sol s'appliquent à un sous-système sol qui transmet des messages de type 1. Les sous-systèmes sol qui transmettent des messages de type 101 ont un délai d'alarme de 5,5 s, comme le prévoit l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.2.1.2.

Note 2.— Ces temps s'appliquent pour exclure toutes les sources de mesure de distance, marquer toutes ces sources comme étant non valides dans un message de type 1 ou cesser toute transmission VDB. Une source de mesure de distance marquée comme non valide ou exclue peut ou non provoquer la production d'une alarme par le récepteur embarqué, selon le rôle que cette source de mesure de distance joue dans la solution de position de l'aéronef.

Note 3.— Cette spécification de conception s'applique à l'intégrité des fonctions internes du sous-système sol (à l'exclusion des défaillances d'un seul récepteur de référence) ; elle comprend la capacité de contrôle de la source de mesure de distance du sous-système sol. Le tableau indique le temps d'exposition pour les défaillances d'équipement sol qui ont pour résultat la transmission d'informations non conformes et qui sont annoncées à l'aéronef au moyen d'une transmission VDB.

Note 4.— Ces spécifications s'appliquent au contrôle de l'intégrité pour les sources de mesure de distance GNSS. Lorsqu'une source de mesure de distance est marquée comme non valide ou exclue, elle peut ou non provoquer la production d'une alarme par le récepteur embarqué, selon le rôle que cette source de mesure de distance joue dans la solution de position de l'aéronef. Les temps indiqués dans le tableau partent de l'hypothèse que la source de mesure de distance était critique dans la détermination de la solution de position.

Note 5.— Le temps attribué à la temporisation applicable à un message manqué commence au dernier message reçu et non au premier message manqué, de sorte qu'il est supérieur de 0,5 s au temps ajouté au délai d'alarme SIS.

Note 6.— Si les transmissions continuent et qu'il n'y a pas de messages manqués, la colonne « nominal » est pertinente. Cette valeur inclut la contribution maximale du sous-système sol.

Note 7.— Le délai d'alarme SIS maximal inclut la contribution maximale du sous-système sol et la perte temporaire possible de réception de messages. Lorsque les transmissions VDB cessent, le délai d'alarme SIS maximal est pertinent. Ce délai est la somme du délai d'alarme du sous-système sol et de la temporisation des messages dans l'aéronef, moins 0,5 s (voir la Note 5).

Note 8.— Bien que ces paragraphes se rapportent au FAST D et que les valeurs maximales du délai d'alarme soient supérieures à celles qui correspondent habituellement aux opérations de catégorie II/III, les valeurs de délai d'alarme figurant sur cette ligne ne s'appliquent pas à l'intégrité pour la prise en charge des catégories II/III. Ces valeurs de délai d'alarme s'appliquent aux conditions de délimitation (voir le § 7.5.3.1) et sont donc liées au risque total des sources d'erreur exemptes de défauts et aux défaillances dépassant les niveaux de protection. Pour le GAST D, les incidences des dysfonctionnements sont prises en compte par les spécifications complémentaires de l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3 et 3.6.7.3.3, ainsi que par les spécifications complémentaires pour le côté bord figurant dans le DO-253D de la RTCA, par exemple le moniteur de défaillance du récepteur de référence. Ces spécifications complémentaires sont plus contraignantes et imposent un délai d'alarme plus court, approprié aux opérations des catégories II et III. La présence de valeurs de délai d'alarme supérieures sur cette ligne ne doit pas être interprétée comme signifiant que des erreurs qui sont proches du seuil d'alarme ou qui le dépassent et pouvant atteindre ces durées d'exposition plus longues peuvent se produire avec une probabilité supérieure à 1×10^{-9} dans tout atterrissage.

Note 9.— Il s'agit du « délai de détection et de diffusion »; les autres spécifications du système sol s'ajoutent à celle-ci.

7.5.15.1 *Vérification de la conformité avec le risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D.* La vérification qu'un sous-système sol répond aux spécifications de risque d'intégrité de l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3, se fait normalement à l'aide d'une combinaison d'analyse et de pratiques/méthodes de conception appropriées liées à la sécurité. Le processus d'ensemble doit garantir que les défaillances internes du sous-système sol qui pourraient avoir une incidence sur les fonctions prévues des stations et entraîner des informations erronées sont extrêmement improbables. Il faut démontrer que toutes les conditions de défaillance des éléments du sous-système sol sont suffisamment atténuées, soit par contrôle direct, soit par l'emploi d'une méthode acceptable d'élaboration d'assurance de la conception (telle que celle des documents DO-178 et DO-254 de la RTCA). La méthodologie devrait donner l'assurance d'une atténuation des défaillances des éléments (HW, SW). La méthode d'intégrité d'assurance de la conception, appliquée parallèlement aux concepts de conception à sécurité intégrée et d'autres mesures de garantie (telles que celles qui sont prévues dans l'ARP 4754 de la SAE) pour détecter et supprimer les erreurs systématiques de conception, garantit la sécurité du système sol en GAST D. Certains États ont utilisé les orientations en matière d'assurance de la sécurité du *Manuel de gestion de la sécurité (MGS)* (Doc 9859) de l'OACI.

7.6 Continuité du service

7.6.1 *Indicateur de continuité/d'intégrité du GBAS.* L'indicateur de continuité/d'intégrité du GBAS (GCID) fournit une indication de la capacité actuelle des sous-systèmes sol GBAS. La valeur 1 du GCID signifie que le sous-système répond aux spécifications de performance et de fonctionnement du GAST A, B ou C. La valeur 2 signifie que le sous-système sol répond aux spécifications de performance et de fonctionnement des GAST A, B, C et D. Les valeurs 3 et 4 sont destinées à de futures opérations associées à un type de service dont les spécifications seront plus strictes que celles du GAST D. L'indicateur GCID, qui précise l'état de fonctionnement du sous-système sol, est censé être utilisé lorsque le pilote choisit son approche. Il n'est pas destiné à remplacer ni à compléter l'indication d'intégrité instantanée que fournit le message de type 1 ou de type 101. Le GCID ne fournit aucune indication sur la capacité du sous-système sol d'assurer le service de localisation GBAS.

7.6.2 *Continuité du service du sous-système sol.* Pour prendre en charge les types GAST A, B et C, les sous-systèmes sol GBAS doivent satisfaire aux prescriptions de continuité de service spécifiées à l'appendice B, chapitre 3, § 3.6.7.1.3. Les sous-systèmes sol GBAS qui prennent également en charge des opérations utilisant le service de localisation GBAS doivent en outre assurer la continuité minimale requise pour les opérations en région terminale, soit $1-10^{-4}$/heure (chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1). Lorsqu'elle est convertie en heures, la continuité spécifiée pour GAST A, B ou C ($1-8 \times 10^{-6}$/15 s) n'est pas conforme à la continuité minimale requise de $1-10^{-4}$/heure. Des mesures supplémentaires doivent donc être prises pour assurer la continuité prescrite pour ces autres opérations. Une façon de montrer la conformité avec cette spécification est de supposer que la mise en œuvre embarquée utilise à la fois le GBAS et l'ABAS de manière à assurer la redondance et que l'ABAS assure une précision suffisante pour l'opération envisagée.

7.6.2.1 *Continuité du service du sous-système sol pour GAST D.* Un segment sol qui assure un service GAST D doit satisfaire à la spécification de continuité du signal électromagnétique ($1–8{,}0 \times 10^{-6}$/15 secondes) pour un système GAST A, B et C, mais doit aussi satisfaire aux prescriptions de continuité spécifiques au GAST D qui figurent à l'appendice B, § 3.6.7.1.3.2. La continuité du sous-système sol est définie par deux spécifications. La première est la continuité du sous-système sol, qui inclut les défaillances de tous les éléments nécessaires à la diffusion VDB, y compris les récepteurs de référence. Elle comprend aussi la perte de service due à des défaillances d'intégrité dans le sous-système sol qui entraînent des alarmes et de fausses alarmes du moniteur. La deuxième concerne la continuité liée aux détections du moniteur en conditions normales. La raison pour laquelle les détections du moniteur de source de mesure de distance font l'objet d'une spécification distincte tient au fait que la partie diffusion VDB comprend toutes les défaillances qui se traduisent par une perte du signal électromagnétique, tandis que la contribution du moniteur ne s'applique qu'à l'exclusion de satellites particuliers des corrections diffusées. Il n'en résulte pas nécessairement une perte du signal électromagnétique pour le récepteur embarqué. La spécification est définie pour chaque source de mesure de distance de sorte qu'il n'est pas nécessaire que la conception sol tienne compte du nombre réel de satellites visibles ou du nombre considéré comme critique pour l'utilisateur pour une approche spécifique. Il incombe à l'utilisateur bord de démontrer la continuité globale obtenue en considérant la contribution des satellites et des moniteurs embarqués.

7.7 Sélection de canal GBAS

7.7.1 Dans le GBAS, les numéros de canal permettent d'établir entre l'équipement de bord et les signaux électromagnétiques une interface compatible avec les interfaces de l'ILS et du MLS. L'intégration au poste de pilotage et l'interface de bord peuvent ou non avoir pour base la saisie du numéro de canal à cinq chiffres. Il est également possible de rattacher la sélection du canal au choix de l'approche au moyen d'une fonction de gestion de vol, comme c'est le cas actuellement avec l'ILS. Le numéro de canal GBAS peut être mémorisé dans une base de données de navigation embarquée où il sera associé à une approche donnée, désignée par un nom. Une fois le nom de l'approche sélectionné, le numéro de canal peut être fourni automatiquement à l'équipement, qui doit alors extraire des données reçues les données d'approche GBAS voulues. Le service de localisation GBAS peut aussi utiliser la sélection d'un numéro de canal à 5 chiffres ; il est ainsi plus facile d'exécuter des opérations autres que les approches définies par les données FAS. Pour faciliter l'accord en fréquence, les numéros de canal GBAS des sous-systèmes sol GBAS voisins qui assurent le service de localisation peuvent être fournis dans le bloc de données supplémentaires 2 du message de type 2.

7.7.2 Un numéro de canal allant de 20 001 à 39 999 est assigné quand les données FAS sont diffusées dans le message de type 4. Un numéro de canal allant de 40 000 à 99 999 est assigné quand les données FAS associées à un service de type GAST A sont obtenues de la base de données embarquée.

7.7.3 Tous les blocs de données FAS transmis dans un message de type 4 sont associés à un seul numéro de canal à cinq chiffres, que l'approche soit ou non prise en charge par plusieurs types de services d'approche. Pour les approches assurées par plusieurs types de services d'approche, le champ indicateur de performance d'approche dans le message de type 4 est utilisé pour indiquer le type de service d'approche le plus exigeant qui est pris en charge par le sous-système sol pour toute approche spécifique.

7.8 Sélecteurs de données de trajectoire de référence et de station de référence

Un mécanisme de mise en correspondance permet d'associer sans ambiguïté chaque numéro de canal à une approche GBAS donnée. Le numéro de canal, composé de cinq caractères numériques, est compris entre 20 001 et 39 999. Il permet au sous-système embarqué du GBAS de s'accorder sur la fréquence voulue et de choisir le bloc de données correspondant au segment d'approche finale (FAS) approprié. Ce choix s'opère à l'aide du sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS) intégré, dans le message de type 4, aux données de définition du FAS. Le tableau D-13 illustre la relation existant entre numéro de canal, fréquence et RPDS. Le même mécanisme de mise en correspondance permet de sélectionner le service de localisation à l'aide du sélecteur de données de station de référence (RSDS). Le RSDS est diffusé dans le message de type 2 et permet de choisir un sous-système sol GBAS qui assure le service de localisation. Dans le cas de sous-systèmes sol GBAS qui ne fournissent pas le service de localisation et qui diffusent les données d'éphémérides supplémentaires, le RSDS est codé avec la valeur 255. Tous les RPDS et les RSDS diffusés par un sous-système sol doivent être uniques sur la fréquence de diffusion employée à l'intérieur de la portée radio du signal. Les valeurs RSDS doivent être différentes des valeurs RPDS diffusées.

7.9 Attribution du RPDS et du RSDS par le fournisseur de services

L'attribution des sélecteurs RPDS et RSDS doit être supervisée de manière à éviter qu'un numéro de canal ne soit attribué plus d'une fois dans la zone protégée de diffusion des données. Le fournisseur de services GBAS doit donc s'assurer que chaque RPDS et chaque RSDS n'est associé qu'à une seule fréquence à l'intérieur de la zone de couverture d'un sous-système sol GBAS donné. L'attribution des RPDS et des RSDS doit être gérée parallèlement à celle des fréquences (et des créneaux temporels dans le cas de la diffusion de données VHF).

Tableau D-13. Exemples d'assignation de canaux

Numéro de canal (N)	*Fréquence en MHz (F)*	*Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS) ou sélecteur de données référence (RPDS)ou sélecteur de données de (RSDS)*
20 001	108,025	0
20 002	108,05	0
20 003	108,075	0
….	….	….
20 397	117,925	0
20 398	117,95	0
20 412 (Note)	108,025	1
20 413	108,05	1
….	….	….

Note.— Les canaux situés entre 20 398 et 20 412 ne peuvent pas être assignés, car les algorithmes les mettent en correspondance avec des fréquences situées à l'extérieur de la bande 108,025 – 117,950 MHz. Chaque fois que le RPDS augmente d'une unité, un vide analogue se produit.

7.10 Identificateur GBAS

L'identificateur GBAS sert à désigner sans ambiguïté le sous-système sol GBAS émettant sur une fréquence donnée à l'intérieur de la zone de couverture VDB du GBAS. Pour naviguer, les aéronefs utiliseront les données diffusées par une ou plusieurs stations émettrices GBAS d'un seul sous-système sol GBAS (identifiées par un indicateur GBAS commun).

7.11 Trajectoire FAS

7.11.1 La trajectoire FAS est une ligne dans l'espace définie par le point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP), le point d'alignement de trajectoire de vol (FPAP), la hauteur de franchissement du seuil (TCH) et l'angle de site de l'alignement de descente (GPA). Ces paramètres sont déterminés à l'aide du bloc de données FAS contenu dans les messages de type 4 ou dans la base de données embarquée. La figure D-15 illustre la relation qui les unit à la trajectoire FAS.

7.11.1.1 Les blocs de données FAS pour les approches SBAS et certaines approches GBAS sont conservés dans une base de données commune embarquée qui peut être utilisée à la fois pour le SBAS et le GBAS. Il incombe aux États de fournir les données FAS pour les procédures APV quand le message de type 4 n'est pas diffusé. Ces données comprennent les paramètres contenus dans le bloc de données FAS, le RSDS et la fréquence de diffusion associée. Le bloc de données FAS à utiliser dans une procédure d'approche précise est décrit à l'appendice B, § 3.6.4.5.1, et au tableau B-134.

7.11.2 *Caractéristiques de la trajectoire FAS*

7.11.2.1 *Composante latérale.* Le point LTP/FTP se situe habituellement sur le seuil de piste ou à proximité, mais il peut s'en écarter notablement si les besoins opérationnels ou les contraintes matérielles l'exigent. À eux deux, le point FPAP et le point LTP/FTP définissent le plan latéral de référence utilisé pour l'approche. Dans le cas d'une approche en ligne droite dans l'axe de la piste, le point FPAP se situe à l'extrémité de la piste ou au-delà, mais pas en deçà.

7.11.2.2 *ΔDécalage longitudinal.* Le paramètre Δdécalage longitudinal représente la distance séparant le point FPAP de l'extrémité de la piste. Ce paramètre permet à l'équipement de bord de calculer à quelle distance de l'extrémité de la piste se trouve l'aéronef. Si le paramètre n'indique pas correctement l'écart entre le point FPAP et l'extrémité de la piste, le fournisseur de services doit s'assurer que le paramètre est réglé à la valeur « non fourni ».

7.11.2.3 *Composante verticale.* La verticale locale est la droite perpendiculaire à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/ FTP et elle peut différer notablement du vecteur gravité local. Le plan horizontal local est un plan perpendiculaire à la verticale locale passant par le point LTP/FTP (c'est-à-dire tangent à l'ellipsoïde au point LTP/FTP). Le point de franchissement de référence (DCP) est situé à la verticale du point LTP/FTP ; l'écart entre les deux est la hauteur de franchissement du seuil (TCH). La trajectoire FAS est une droite formant un angle (GPA) avec l'horizontale locale qui passe par le point DCP. Enfin, le point d'interception de l'alignement de descente (GPIP) est le point d'intersection de la trajectoire FAS et du plan horizontal local. Il peut se trouver au-dessus ou au-dessous de la surface de la piste, tout dépendant de la courbure de celle-ci.

7.11.3 *Compatibilité des calculs avec l'ILS.* Pour des raisons de compatibilité avec les systèmes existants, il convient que l'équipement de bord génère les informations de guidage sous la forme d'écarts par rapport à la trajectoire FAS souhaitée. Le message de type 4 comprend des paramètres permettant de calculer ces écarts conformément aux installations ILS types.

7.11.3.1 *Écart latéral.* La figure D-15 illustre la relation entre le point FPAP et le point à partir duquel sont mesurés les écarts angulaires latéraux. Le paramètre largeur de radioalignement et le point FPAP déterminent le point d'origine et la sensibilité des écarts latéraux. Par déplacement du point FPAP et réglage de la largeur de radioalignement, on peut donner au GBAS la largeur de radioalignement et la sensibilité voulues. Ces valeurs peuvent être réglées à la largeur de radioalignement et à la sensibilité d'un ILS ou d'un MLS existant. Cet ajustement peut être nécessaire, par exemple, pour assurer la compatibilité avec des aides visuelles d'atterrissage déjà en place.

7.11.3.1.1 *Plan de référence des écarts latéraux.* Le plan de référence des écarts latéraux est le plan qui contient les points LTP/FTP et FPAP et qui passe par la normale à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/FTP. L'écart latéral rectiligne est la distance séparant la position de l'aéronef calculée du plan de référence ainsi défini. La droite menée de cette position au point de référence en azimut du GNSS (le point GARP) fait avec le plan un angle appelé « écart angulaire latéral ». Le point GARP est à une distance fixe du point FPAP, soit à 305 m (1 000 ft) au-delà, dans l'axe longitudinal de la piste.

7.11.3.1.2 *Sensibilité d'écart dans le sens latéral.* L'équipement de bord détermine la sensibilité d'écart dans le sens latéral à l'aide de la largeur de radioalignement indiquée dans le bloc de données FAS. Il incombe au fournisseur de services de fixer le paramètre largeur de radioalignement à une valeur pour laquelle l'angle correspondant à la déviation totale aura la valeur voulue (ex. : 0,155 DDM ou 150 μA), compte tenu des éventuelles restrictions d'exploitation.

7.11.3.2 *Écarts verticaux.* Les écarts verticaux sont calculés par l'équipement de bord en fonction du point de référence du site GBAS (le point GERP). Ce point peut coïncider avec le point GPIP ou être déporté de 150 m par rapport à lui ; ce décalage permet aux écarts par rapport à l'alignement de descente de produire les effets hyperboliques qui caractérisent l'ILS et le MLS au-dessous de 200 ft. C'est l'équipement de bord qui décide de décaler ou non le point GERP, tout dépendant du niveau de compatibilité exigé avec les systèmes embarqués existants. Les fournisseurs de services ne doivent pas oublier que les utilisateurs peuvent calculer les écarts verticaux à partir d'un point GERP occupant l'une ou l'autre position. La sensibilité d'écart dans le sens vertical est réglée automatiquement dans l'équipement embarqué en tant que fonction du GPA. Le rapport spécifié entre le GPA et la déviation totale (FSD) de la sensibilité d'écart dans le sens vertical est de FSD=0,25*GPA. La valeur 0,25 est la même que celle du MLS (supplément G, 7.4.1.2) et légèrement différente de la valeur nominale de 0,24 recommandée pour l'ILS (chapitre 3, § 3.1.5.6.2). Cependant, la valeur spécifiée s'inscrit largement dans

les tolérances recommandées pour l'ILS (0,2 à 0,28). Par conséquent, la sensibilité résultante s'apparente à la sensibilité d'écart par rapport à l'alignement de descente qui caractérise l'ILS type.

7.11.4 *Approches non alignées avec la piste.* Il peut arriver que des opérations requièrent la définition d'une trajectoire FAS non alignée avec l'axe de piste (voir figure D-16). Dans ce cas, le point LTP/FTP peut ou non se trouver sur l'axe de la piste. Le paramètre Δdécalage longitudinal n'a alors aucune signification et doit être réglé à la valeur « non fourni ».

7.11.5 *Fournisseur de services SBAS.* Un format commun a été défini afin que les blocs de données FAS soient utilisables et par le GBAS et par le SBAS. Le champ d'identification du fournisseur de services SBAS indique quels systèmes SBAS peuvent être utilisés par un aéronef qui effectue son approche à l'aide des données FAS. Le fournisseur de services GBAS peut bloquer l'utilisation combinée des données FAS et de tel ou tel service SBAS. Pour les approches de précision sous contrôle GBAS, le champ d'identification ne sert pas et n'a pas à être pris en compte par l'équipement GBAS embarqué.

7.11.6 *Identificateur d'approche.* Il incombe au fournisseur de services d'attribuer un identificateur à chaque approche. Il est recommandé de définir un identificateur unique à l'intérieur d'une vaste zone géographique et d'attribuer aux multiples pistes d'un même aérodrome des identificateurs peu susceptibles d'entraîner des confusions ou des erreurs. Enfin, il est souhaitable que l'identificateur figure sur les cartes où l'approche est décrite. La première lettre de l'identificateur d'approche est utilisée dans les protocoles d'authentification du GBAS. Les stations sol qui prennent en charge les protocoles d'authentification doivent coder le premier caractère de l'identificateur de toutes les approches prises en charge en utilisant les lettres de l'ensemble {A X Z J C V P T}, comme il est décrit à l'appendice B, § 3.6.7.4.1.4. L'équipement embarqué (qui prend en charge les protocoles d'authentification) peut ainsi déterminer quels créneaux sont assignés à la station sol et, donc, ne pas tenir compte de la réception de données diffusées dans des créneaux qui ne sont pas assignés à la station sol sélectionnée. Les stations sol qui ne prennent pas en charge les protocoles d'authentification peuvent assigner n'importe quel caractère au premier caractère de l'identificateur d'approche, sauf ceux de l'ensemble {A X Z J C V P T}.

7.12 Choix de l'emplacement des équipements au sol

7.12.1 Lors de la mise en place d'un sous-système sol GBAS, il convient de choisir judicieusement l'emplacement des antennes des récepteurs de référence et des antennes VDB. Concernant ces dernières, les spécifications de l'Annexe 14 relatives aux obstacles doivent être respectées.

7.12.2 *Emplacement des antennes des récepteurs de référence.* Il est préférable d'installer ces antennes dans une zone sans obstacles, de façon que les signaux des satellites puissent être reçus selon les angles de site les plus faibles possible. En général, tout ce qui masque les satellites GNSS sous un angle de site supérieur à 5° nuit à la disponibilité du système.

7.12.2.1 Il convient de concevoir et d'implanter les antennes des récepteurs de référence de façon à minimiser les signaux résultant de trajets multiples, qui interfèrent avec le signal désiré. L'installation des antennes près d'un plan de sol réduit les trajets multiples à temps de propagation élevé dus aux réflexions sous l'antenne. L'antenne sera montée à une hauteur suffisante pour éviter qu'elle soit recouverte de neige ou perturbée par les activités du personnel d'entretien ou la circulation au sol. On s'assurera également que les structures métalliques environnantes (grilles d'aération, conduites, autres antennes, etc.) demeurent à l'extérieur du champ proche de l'antenne.

7.12.2.2 Outre l'amplitude des erreurs liées aux trajets multiples affectant chacune des antennes des récepteurs de référence, le degré de corrélation de ces erreurs est un facteur important. Aussi convient-il de disposer les antennes de façon que les trajets multiples de l'une n'affectent pas les autres.

7.12.2.3 Il convient de prévoir pour chaque antenne un dispositif de fixation insensible au vent et au poids de la glace. L'accès aux antennes doit être contrôlé afin que les véhicules circulant aux alentours ne créent pas d'erreurs supplémentaires par trajets multiples et ne masquent pas les satellites.

7.12.3 *Emplacement de l'antenne d'émission VDB.* L'antenne d'émission VDB doit être implantée de façon qu'elle satisfasse aux spécifications d'intensité de champ minimale et maximale dans les volumes de service définis au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4. La conformité avec l'intensité de champ minimale pour les services d'approche peut généralement être respectée si l'antenne d'émission VDB est située de manière à bénéficier d'une visibilité directe (sans obstacle) avec les différents points du volume de service, quel que soit le segment FAS pris en charge. Il faut également veiller à la séparation antenne d'émission VDB à l'antenne de bord qui doit être suffisante pour éviter tout dépassement de l'intensité de champ maximale. Pour le budget de liaison nominal, il faut habituellement une séparation de 80 mètres pour éviter de dépasser la spécification d'intensité de champ maximale. Même s'il est souhaitable d'appliquer les critères de séparation à tout emplacement où l'aéronef peut évoluer (y compris les voies de circulation, les aires de trafic et les portes), il n'est nécessaire de respecter l'intensité de champ maximale que dans les volumes de service (voir la définition des volumes de service au § 3.7.3.5.3). Si la séparation minimale ne peut être assurée pour tous les aéronefs en mouvement (y compris sur les voies de circulation, les aires de trafic et aux portes), il faut s'assurer que le récepteur embarqué est protégé contre le claquage conformément aux MOPS du DO-253D de la RTCA, ce qui exige généralement une séparation minimale de 20 m entre l'antenne VDB et l'antenne de bord. De plus, pour couvrir adéquatement tous les FAS de l'aéroport et élargir les possibilités d'implantation des antennes VDB, il peut s'avérer nécessaire de prévoir une couverture autour de l'antenne émettrice beaucoup plus vaste que celle qu'exigerait un seul FAS. Suivant la hauteur de l'antenne VDB et sa position par rapport à la piste, il peut être impossible d'assurer un tel volume : si on hausse l'antenne afin d'assurer un signal suffisamment puissant à basse altitude, cela peut entraîner l'apparition de nuls dus aux trajets multiples dans la couverture désirée. Il faut donc analyser la situation afin de trouver un compromis, car il importe d'assurer une intensité de signal suffisante en tout point de la couverture. Enfin, il y a lieu de se pencher sur l'effet du relief et des bâtiments sur les trajets multiples.

7.12.3.1 Pour éviter toute violation des spécifications relatives à l'intensité de champ maximale définies au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4, les antennes d'émission VDB ne doivent pas être situées à moins de 80 m de l'endroit où les aéronefs sont autorisés à évoluer selon des procédures publiées qui utilisent des informations de guidage GBAS ou ILS. Cette règle concerne les aéronefs en approche finale, au départ et sur les pistes. La séparation de 80 m s'applique à la distance oblique entre les antennes d'émission VDB et la position de l'antenne de bord. Pour les aéronefs qui évoluent sur la piste, on peut supposer un écart maximal de 19 m par rapport à l'axe de la piste. Dans les zones qui précèdent les seuils de piste, l'écart angulaire d'alignement latéral maximal par rapport au prolongement de l'axe de piste en approche finale est plus ou moins un sixième de la largeur totale de l'alignement, qui est nominalement de 210 m [±105 m (±350 ft)] au seuil. On suppose que le point d'origine de l'alignement latéral est le GARP GBAS, ou le radiophare d'alignement de piste ILS, selon le cas. L'écart vertical maximal est la moitié de la déviation maximale par rapport à l'alignement de descente, la déviation maximale étant établie à ±0,25 fois l'angle de l'alignement de descente. On suppose que le point d'origine de l'alignement de descente est le GPIP. Le § 7.11.3 contient d'autres éléments indicatifs sur la sensibilité d'écart latéral et vertical.

7.12.4 *Emploi d'antennes d'émission multiples pour améliorer la couverture VDB.* Dans le cas de certaines installations GBAS, les contraintes d'emplacement des antennes ou le relief et les obstacles locaux peuvent créer des trajets multiples par réflexion sur le sol et/ou un blocage des signaux qui empêchent de fournir l'intensité de champ spécifiée partout dans le volume de service. Dans certaines installations GBAS au sol, il est possible d'utiliser un ou plusieurs systèmes d'antennes supplémentaires implantés de façon à assurer la diversité des trajets du signal ; ensemble, ces systèmes permettent de satisfaire aux spécifications de volume de service.

7.12.4.1 Lorsque plusieurs systèmes d'antennes sont utilisés, la séquence des antennes et la programmation des messages doivent être telles que les diffusions, partout dans le volume de service, respectent les cadences de diffusion minimales et maximales spécifiées, compte tenu de la capacité du récepteur de s'adapter aux fluctuations de l'intensité du signal dans un créneau donné d'une transmission à l'autre. La variation de puissance du signal spécifiée à l'appendice B, § 3.6.8.2.2.3, peut être dépassée dans certaines zones limitées du volume de service pourvu qu'il puisse être démontré, sur la base du comportement du récepteur décrit, par exemple, dans le document DO-253D de la RTCA et des hypothèses énumérées ci-après, que la performance qui en résulte est acceptable.

7.12.4.1.2 Les spécifications relatives à l'émission et à la réception des messages ainsi que les spécifications du délai d'alarme empêchent d'alterner les messages de type 1 et de type 11 entre les antennes dans le même créneau d'une trame à l'autre. Seuls les messages de type 2 et de type 4 (et les messages de type 3 comme messages de remplissage) peuvent être

alternés. La continuité est assurée tant que le message de type 2 est reçu au moins une fois par minute. Le récepteur ne vérifie pas la réception répétée des messages de type 4 durant les dernières étapes de l'approche.

7.12.4.1.3 Même si la variation de puissance du signal spécifiée à l'appendice B, § 3.6.8.2.2.3, s'applique à l'accès d'entrée du récepteur, la situation d'un emplacement particulier doit être évaluée dans le domaine de l'intensité de champ. La variation potentielle du gain de l'antenne de bord doit donc être prise en compte. Si l'étendue de la zone où la variation de puissance de signal spécifiée peut être dépassée est telle qu'un aéronef en approche ne peut la traverser qu'en une minute ou plus, il peut être nécessaire de traiter la perte éventuelle de messages d'un point de vue probabiliste. Dans ces cas, la configuration à antennes VDB multiples doit être limitée afin que si l'alternance des messages dans le même créneau d'une trame à l'autre est appliquée, elle ne se produise qu'entre deux antennes émettrices, avec une rafale programmée dans chaque trame, et la transmission devrait alterner entre les antennes à chaque trame, de manière à obtenir une situation qui se rapproche de celle pour laquelle le récepteur a été testé. Il faut procéder ainsi afin de pouvoir formuler des hypothèses sur les taux de non-réception de messages (MFR) du récepteur.

7.12.4.1.4 Les hypothèses de base suivantes s'appliquent à l'analyse de la probabilité de perte de messages :

1. Si tous les niveaux des signaux reçus se situent entre la puissance d'entrée nominale minimale (S_{min}) et la puissance d'entrée nominale maximale (S_{max}) du récepteur, et en deçà de 40 dB, l'analyse peut utiliser un MFR de 10^{-3}.

2. Si tous les signaux reçus sont inférieurs à S_{min}, l'analyse doit utiliser un MFR de 100 %.

3. Si un signal quelconque dépasse S_{max}, il faut supposer que la réception dans tous les créneaux de cette trame et d'un nombre indéfini de trames suivantes est compromise (non seulement dans ceux où S_{max} est dépassé), vu qu'aucun délai de rétablissement du récepteur n'est spécifié pour ces cas.

Dans le cas d'une configuration à deux antennes avec alternance des messages dans chaque trame, on peut aussi formuler les hypothèses suivantes :

4. Si un signal est inférieur à S_{min} ($S_{min} - \Delta$) et le deuxième signal est en deçà de 40 dB (c.-à-d., $S_{min} - \Delta + 40$ dB ou moins), l'analyse doit utiliser un MFR de 100 % pour le signal inférieur à S_{min} et un MFR de 10^{-3} pour le signal plus fort.

5. Si les deux signaux se situent entre S_{min} et S_{max}, mais que la variation entre les signaux est supérieure à 40 dB, l'analyse doit utiliser un MFR de 60 %.

6. Si un signal est inférieur à S_{min} ($S_{min} - \Delta$) et le deuxième est supérieur à S_{min}, et qu'il dépasse la variation de 40 dB ($S_{min} - \Delta + 40$ dB $+ \varepsilon$ ou plus), l'analyse doit utiliser un MFR de 100 % pour le signal inférieur à S_{min} et un MFR de 60 % pour le signal plus fort.

7.12.4.1.5 La probabilité qui en résulte, soit qu'aucun message de type 2 n'est reçu pendant une minute, doit être évaluée par rapport à la spécification de continuité applicable.

Note.— L'analyse devra peut-être tenir compte d'une variation allant jusqu'à 15 dB pour la variation de gain de l'antenne VDB de bord, selon le scénario, de sorte que la variation de puissance de 40 dB ≤ la variation de puissance du SIS + une variation de gain de l'antenne de bord allant jusqu'à 15 dB.

Pour éviter les problèmes de traitement au récepteur causés par la perte ou la duplication des messages, toutes les transmissions d'un message ou de paire liées de messages de type 1, de type 11 ou de type 101 pour un type de mesure donné dans une seule trame doivent avoir le même contenu.

7.12.4.2 Un exemple de l'emploi des antennes multiples est l'installation de deux antennes au même endroit mais à des hauteurs différentes au-dessus du plan de sol. La hauteur est choisie pour que le diagramme de rayonnement d'une antenne remplisse les zéros du diagramme de rayonnement de l'autre antenne causés par les réflexions sur le plan de sol. Le sous-

système sol GBAS alterne les diffusions entre les deux antennes, en utilisant un, deux ou trois créneaux assignés dans chaque trame pour chaque antenne. Les messages de type 1, de type 11 ou de type 101, selon le type de service pris en charge, sont diffusés une fois par trame par antenne, ce qui permet à l'utilisateur de recevoir un ou deux messages de type 1, de type 11 ou de type 101 par trame selon qu'il est situé ou non dans un nul d'un des diagrammes de rayonnement de l'antenne. Les messages de type 2 et de type 4 sont diffusés par la première antenne dans une trame, puis par la deuxième antenne dans la trame suivante. Selon son emplacement, l'utilisateur peut ainsi recevoir un message de chaque type (2 et 4) toutes les une ou deux trames.

7.13 Définition des seuils d'alarme latéral et vertical

7.13.1 Les seuils d'alarme latéral et vertical lorsque le type de service actif est C ou D sont calculés conformément à l'appendice B, tableaux B-138 et B-139. Dans ces calculs, les paramètres D et H ont la signification indiquée à la figure D-17.

7.13.2 Le seuil d'alarme vertical lorsque le type de service actif est C ou D est établi en fonction d'une hauteur de 60 m (200 ft) au-dessus du point LTP/FTP. Si la hauteur de décision d'une procédure est supérieure à 60 m (200 ft), le seuil d'alarme vertical sera plus important que le paramètre FASVAL diffusé.

7.13.3 Les seuils d'alarme latéral et vertical des procédures prises en charge par un service de type GAST A associées à des numéros de canal allant de 40 001 à 99 999 sont calculés de la même manière que pour le SBAS, comme l'indique le § 6.6.

7.14 Contrôle et maintenance

7.14.1 Certaines spécifications de contrôle ou des essais intégrés peuvent être nécessaires en plus des moniteurs définis à l'appendice B, § 3.6.7.3, et devraient, le cas échéant, être définis par chaque État. Le signal VDB étant essentiel au fonctionnement de la station émettrice GBAS, tout problème empêchant la VDB de transmettre un signal utilisable dans les créneaux assignés et dans tout le volume de service doit être corrigé le plus rapidement possible. Il est donc recommandé que les indications suivantes servent de guide pour la mise en œuvre du moniteur VDB :

a) *Puissance :* Une chute importante de puissance doit être détectée dans un délai approprié.

b) *Perte du type de message :* Impossibilité de transmettre un type de message prévu, soit un type de message particulier, soit une combinaison de types de messages différents.

c) *Perte de tous les types de messages :* Impossibilité de transmettre quelque type de message que ce soit dans un délai approprié.

Les délais appropriés pour ces moniteurs dépendent du FAST et de la disponibilité d'un émetteur de secours. Lorsqu'un émetteur de secours est fourni, l'objectif est de passer à cet émetteur de façon suffisamment rapide pour éviter le déclenchement d'une alarme dans l'équipement embarqué. Les délais appropriés sont donc au maximum de 3 s pour les systèmes sol FAST C et de 1,5 s pour les systèmes sol FAST D de façon à être conformes aux spécifications sur la perte de messages dans l'équipement embarqué. Si des délais plus longs étaient adoptés, le passage à l'émetteur de secours provoquerait une alarme, ce qui doit être considéré comme une défaillance de continuité. Si aucun émetteur de secours n'est fourni, les délais pour ces moniteurs ne sont pas critiques.

7.14.2 Lorsqu'une défaillance est détectée et qu'il n'y a pas d'émetteur de secours, le service VDB devrait être interrompu si le signal ne peut pas être utilisé de façon fiable à l'intérieur du volume de service et qu'il y a risque de compromettre l'exploitation des aéronefs. Les procédures opérationnelles doivent prévoir des mesures appropriées pour atténuer les conséquences du retrait du signal, notamment l'envoi de techniciens de maintenance pour réparer la fonction VDB GBAS ou l'adoption de procédures ATC spéciales. En outre, la maintenance devrait être effectuée le plus tôt possible après une défaillance des BIT afin d'éviter la perte du service GBAS.

7.14.3 L'utilisation d'un émetteur de secours s'applique aussi aux spécifications de contrôle VDB (voir l'appendice B, § 3.6.7.3.1.). Le temps de passage à l'émetteur de secours doit être pris en compte tout en préservant la conformité avec le délai de détection et d'arrêt des transmissions (voir l'appendice B, § 3.6.7.3.1.1 et 3.6.7.3.1.2).

7.15 Exemples de messages VDB

7.15.1 Les tableaux D-14 à D-21 donnent des exemples de codage des messages VDB. Ces exemples montrent le codage des paramètres d'application, notamment des paramètres de contrôle de redondance cyclique (CRC) et de correction d'erreurs sans circuit de retour (FEC), et les résultats de l'embrouillage des bits et du codage des symboles D8PSK. Les valeurs utilisées pour les paramètres des messages servent à illustrer le processus de codage des messages et ne représentent pas nécessairement des valeurs réelles.

7.15.2 Le tableau D-14 donne un exemple d'un message VDB de type 1. Le codage du champ indicateur de deuxième message indique qu'il s'agit du premier de deux messages de type 1 diffusés dans la même trame. Cette valeur est donnée à titre d'exemple ; le deuxième message n'est normalement requis que lorsque les corrections de source de mesure de distance sont trop nombreuses pour être diffusées dans un seul message.

7.15.3 Le tableau D-15 donne un exemple d'un message VDB de type 101. Le codage du champ indicateur de deuxième message indique qu'il s'agit du premier de deux messages de type 101 diffusés dans la même trame. Cette valeur est donnée à titre d'exemple ; le deuxième message n'est normalement requis que lorsque les corrections de source de mesure de distance sont trop nombreuses pour être diffusées dans un seul message.

7.15.4 Le tableau D-16 donne des exemples d'un message VDB de type 1 et d'un message VDB de type 2 codés dans une seule rafale (c'est-à-dire deux messages diffusés dans un seul créneau d'émission). Le codage du champ indicateur de deuxième message du message de type 1 indique qu'il s'agit du second de deux messages de type 1 qui doivent être diffusés dans la même trame. Le message de type 2 comprend le bloc de données supplémentaires 1. Le tableau D-17 donne des exemples de messages de type 1 et de type 2 avec des blocs de données supplémentaires 1 et 2.

7.15.4.1 Le tableau D-18 donne un exemple de messages de type 2 contenant des blocs de données supplémentaires 1, 3 et 4 codés dans une seule rafale, un message de type 3 étant utilisé pour remplir le reste du créneau.

7.15.5 Le tableau D-19 donne un exemple d'un message de type 4 contenant deux blocs de données FAS.

7.15.6 Le tableau D-20 donne un exemple d'un message de type 5. Cet exemple donne la durée de disponibilité de deux sources de mesure de distance et elle est la même pour toutes les approches. Il donne également la durée de disponibilité pour deux approches particulières : la première approche utilise deux sources de mesure de distance et la deuxième, une seule source.

7.15.7 Le tableau D-21 donne un exemple de message de type 11.

7.16 Précision des levés du GBAS

Les normes de précision des levés applicables aux aides de navigation figurent dans l'Annexe 14 – *Aérodromes*. Le *Manuel du système géodésique mondial – 1984 (WGS-84)* (Doc 9674) fournit des indications sur l'établissement d'un réseau de stations de contrôle des levés à chaque aérodrome et sur la façon d'utiliser le réseau pour établir les coordonnées WGS-84. Jusqu'à ce que des normes soient élaborées pour le GBAS, les spécifications de précision de l'Annexe 14 applicables aux aides de navigation situées à l'aérodrome s'appliqueront au GBAS. La recommandation de l'appendice B, chapitre 3, § 3.6.7.2.3.4, relative à la précision des levés du point de référence GBAS a pour but de réduire encore plus l'erreur de la position WGS-84 calculée par un aéronef utilisateur du service de localisation GBAS jusqu'à une valeur inférieure à celle qui est spécifiée à l'appendice B, chapitre 3, § 3.6.7.2.4.1 et 3.6.7.2.4.2, des normes sur le GBAS et d'augmenter la précision des levés par rapport aux spécifications de l'Annexe 14. L'intégrité de toutes les données aéronautiques employées pour le GBAS doit être conforme à l'intégrité spécifiée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1.

Tableau D-14. Exemple d'un message VDB de type 1

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	536	000 0000 1000 0110 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0000 1
DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 1)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	1	0000 0001
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	61	0011 1101
Message (exemple de type 1)					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	1er d'une paire	01
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	4	0 0100
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à 1,275 × 10^{-3} m/m	5 × 10^{-6} m/m	1 × 10^{-4}	0001 0100
CRC des éphémérides	16				0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
Bloc de mesures 1					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	2	0000 0010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	255	1111 1111
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,98 m	0011 0001
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	–0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
Bloc de mesures 2					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	126	0111 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	–1,0 m	1111 1111 1001 1100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,2 m/s	0000 0000 1100 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,34 m	0001 0001
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	–0,50 m	1111 0110
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Bloc de mesures 3					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	222	1101 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,11 m	0000 0000 0110 1111
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,02 m	0011 0011
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,25 m	0000 0101
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	–0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
Bloc de mesures 4					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	23	0001 0111
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	80	0101 0000
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	–2,41 m	1111 1111 0000 1111
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,96 m/s	1111 1100 0100 0000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,16 m	0000 1000
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	–0,50 m	1111 0110
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
CRC de bloc-message	32	—	—	—	1100 0010 1111 0011 0000 1011 1100 1010
APPLICATION FEC	48	—	—	—	0110 0011 1110 1001 1110 0000 1110 1101 0010 1001 0111 0101
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	0 46 10 10 55 30 CA 10 80 BC 17 C2 20 28 00 00 FF 40 FF 26 00 1C FF 8C 40 C0 DF 01 20 7E 39 FF 13 00 88 20 60 6F 01 30 7B F6 00 1C FF CC 40 A0 DF 01 E8 0A F0 FF 02 3F 10 20 60 6F 01 53 D0 CF 43 AE 94 B7 07 97 C6				
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)	0 60 27 98 1F 2F D2 3B 5F 26 C2 1B 12 F4 46 D0 09 81 B6 25 1C 18 D0 7C 2A 7F B9 55 A8 B0 27 17 3A 60 EB 5F 1B 3B A5 FE 0A E1 43 D7 FA D7 B3 7A 65 D8 4E D7 79 D2 E1 AD 95 E6 6D 67 12 B3 EA 4F 1A 51 B6 1C 81 F2 31				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	00000035 11204546 31650100 12707716 71645524 74035772 26234621 45311123 22460075 52232477 16617052 04750422 07724363 40733535 05120746 45741125 22545252 73171513 51047466 13171745 10622642 17157064 67345046 36541025 07135576 55745512 222				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-15. Exemple d'un message VDB de type 101

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				0
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	416	00000000110100000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	11011
DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 101)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificateur de type de message	8	1 à 8 101	1	101	0110 0101
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	46	0010 1110
Message (exemple de type 101)					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	1er d'une paire	01
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	4	0 0100
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à 1,275 × 10^{-3} m/m	5 × 10^{-6} m/m	0,115 × 10^{-3} m/m	0001 0111
CRC des éphémérides	16	—	—	0	0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
Nombre de paramètres B	1	0 à 1	1	0	0
De réserve	7	—	—	0	000 0000
Bloc de mesures 1					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	2	0000 0010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	255	1111 1111
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+3,56 m	0000 0001 0110 0100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	–0,011 m/s	1111 1111 1111 0101
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	9,8 m	0011 0001
Bloc de mesures 2					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	126	0111 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	–1,0 m	1111 1111 1001 1100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	+0,002 m/s	0000 0000 0000 0010
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	3,4 m	0001 0001

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Bloc de mesures 3					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	222	1101 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+4,11 m	0000 0001 1001 1011
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	–0,029 m/s	1111 1111 1110 0011
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	10,2 m	0011 0011
Bloc de mesures 4					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	23	0001 0111
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	80	0101 0000
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	–2,41 m	1111 1111 0000 1111
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	–0,096 m/s	1111 1111 1010 0000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	1,6 m	0000 1000
CRC de bloc-message	32	—	—	—	1000 1000 1001 1111 0111 1000 0000 0100
APPLICATION FEC	48	—	—	—	1100 1100 1110 0110 1111 0110 1100 1110 1101 0110 0110 0010
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	0 41 60 1B 55 73 A4 A8 A6 74 17 C2 20 E8 00 00 FF 00 40 FF 26 80 AF FF 8C 20 7E 39 FF 40 00 88 30 7B D9 80 C7 FF CC E8 0A F0 FF 05 FF 10 20 1E F9 11 46 6B 73 6F 67 33				
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)	0 67 57 93 1F 6C BC 83 79 EE C2 1B 12 34 46 D0 09 C1 09 FC 3A 84 80 0F E6 9F 18 6D 77 8E 1E 60 19 1B BA FF BC AB 68 26 7B E7 BC CE FA 0B D3 C4 43 C8 E0 B6 FA 42 84 A1				
Bits de remplissage	0 à 2	—		0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	00000035 11204546 31650105 06345463 57026113 51374661 15123376 12066670 44776307 04225000 02735027 73373152 13230100 04706272 74137202 47724524 12715704 15442724 01101677 44571303 66447212 222				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-16. Exemple de messages VDB de types 1 et 2 dans une seule rafale

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	10 0
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	544	000 0000 1000 1000 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0000 0
DONNÉES D'APPLICATION					
Bloc-message 1 (message de type 1)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	1	0000 0001
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	28	0001 1100
Message (exemple de type 1)					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	2e d'une paire	11
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	1	0 0001
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à 1,275 × 10^{-3} m/m	5 × 10^{-6} m/m	0 (SBAS)	0000 0000
CRC des éphémérides	16	—	—	0	0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
Bloc de mesures 1					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	122	0111 1010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	2	0000 0010
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	–0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
CRC de bloc-message 1	32	—	—	—	1011 0101 1101 0000 1011 1100 0101 0010
Bloc-message 2 (message de type 2)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	34	0010 0010

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Message (exemple de type 2)					
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	3	01
Code alphabétique de précision au sol	2	—	—	B	01
De réserve	1	—	—	0	0
Indicateur GBAS de continuité-intégrité	3	0 à 7	1	1	001
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°	58°E	000 1110 1000
De réserve	5	—	—	0	0000 0
$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$	8	0 à 25,5 × 10^{-6} m/m	0,1 × 10^{-6} m/m	0	0000 0000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 à 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	45°40'32'' N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	93°25'13'' W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauteur au-dessus de l'ellipsoïde	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloc de données supplémentaires 1					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (Dmax)	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{md\_e\_POS,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	6	01111000
$K_{md\_e,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	5	01100100
$K_{md\_e\_POS,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	00000000
$K_{md\_e,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	00000000
CRC de bloc-message 2	32	—	—	—	01011101011101100010001100011110
Application FEC	48				111010000100010100111011001110110100001 01010010
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	0 41 10 00 55 30 CA 10 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 26 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 4A 3D 0B AD 55 30 CA 10 40 44 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 78 C4 6E BA 4A 82 DC DC A2 17				
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)	0 67 27 88 1F 2F D2 3B 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 25 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 C2 F3 15 45 7C 50 A9 6F 3B 10 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 42 44 37 45 68 29 5A B9 55 65				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	1	0
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	00000035 11204546 31650105 67443352 35201160 30501336 62023576 12066670 74007653 30010255 31031274 26172772 76236442 41177201 35131033 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 66547730 34732201 40607506 014444				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-17. Exemple de messages VDB de types 1 et 2 avec blocs de données supplémentaires 1 et 2

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3			E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	592	00000001001010000
FEC de la séquence d'apprentissage	5				10110
DONNÉES D'APPLICATION					
Bloc-message 1 (message de type 1)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8			Normal	1010 1010
ID de GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	1	0000 0001
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	28	0001 1100
Message (exemple de type 1)					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	2e d'une paire	11
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	1	0 0001
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à 1,275 × 10^{-3} m/m	5 × 10^{-6} m/m	0 (SBAS)	0000 0000
CRC des éphémérides	16			0	0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
Bloc de mesures 1					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	122	0111 1010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	2	0000 0010
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+2,09 m	0000 0000 1101 0001
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	–0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	–0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
CRC de bloc-message 1	32				00110010 10100100 11001011 00110000
Bloc-message 2 (message de type 2)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8			Normal	1010 1010
ID de GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	40	0010 1000
Message (exemple de type 2)					
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	3	01
Code alphabétique de précision au sol	2			B	01
De réserve	1			0	0
Indicateur GBAS de continuité-intégrité	3	0 à 7	1	1	001
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°	58° E	000 1110 1000

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
De réserve	5			0	0000 0
$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$	8	0 à 25,5 × 10^{-6} m/m	0,1 × 10^{-6} m/m	0	0000 0000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 à 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauteur au-dessus de l'ellipsoïde	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloc de données supplémentaires 1					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (D_{max})	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{md\_e\_POS,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md\_e,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md\_e\_POS,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md\_e\_GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloc de données supplémentaires					
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	2 à 255	1	6	0000 0110
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	2 à 255	1	2	0000 0010
Bloc de données supplémentaires 2					
Numéro de canal	16	20 001 à 39 999	1	25 001	0110 0001 1010 1001
ΔLatitude	8	±25,4°	0,2°	5,2	0001 1010
ΔLongitude	8	±25,4°	0,2°	–3,4	1110 1111
CRC de bloc-message 2	32				11100000 01110010 00011101 00100100
Application FEC	48				1110 0010 0101 1100 0000 1111 1010 1011 0011 0100 0100 0000
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)		0 42 90 0D 55 73 A4 A8 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 8B 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 0C D3 25 4C 55 73 A4 A8 40 14 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 60 40 95 86 58 F7 24 B8 4E 07 02 2C D5 F0 3A 47			
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)		0 64 A7 85 1F 6C BC 83 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 88 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 84 1D 3B A4 7C 13 C7 D7 3B 40 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 5A C0 CC 79 7A 5C A2 DD B9 75 B6 95 64 52 78 3F			
Bits de remplissage	0 à 2			1	0
Baisse de la puissance	9				000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)		00000035 11204546 31650107 56336574 60137224 74145772 26467132 56422234 30443700 05565722 06506741 73647332 27242654 63345227 31575333 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 62077121 37275607 55315167 17135031 34423411 274444			

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-18. Exemple d'un message de type 2 contenant les blocs de données 1, 3 et 4 et un message de type 3 pour remplir le reste du créneau

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15	—	—	—	000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48	—	—	—	0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	1 704	0 0000 0110 1010 1000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	01000
DONNÉES D'APPLICATION					
Bloc-message 1 (message de type 2)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de type-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificateur de bloc de message	8	1 à 101	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	43	0010 1011
Message (exemple de type 2)					
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	4	10
Code alphabétique de précision au sol	2	—	—	C	10
De réserve	1	—	—	—	0
Indicateur de continuité et d'intégrité du GBAS	3	0 à 7	1	2	010
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°	E58,0°	000 1110 1000
De réserve	5	—	—zéro	—	0000 0
$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$	8	0 à 25,5 × 10^{-6} m/m	0,1 × 10^{-6} m/m	4 × 10^{-6}	0010 1000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 à 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	N45° 40' 32" (+164432")	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	W93° 25' 13" (-336313")	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauteur au-dessus de l'ellipsoïde	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloc de données supplémentaires 1					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (D_{max})	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{md\_e\_POS,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md\_e,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md\_e\_POS,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md\_e,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloc de données supplémentaires 4					
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	3	1 octet	3	0000 0011
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	4	1	4	0000 0100
Définition du bloc de créneaux	8	—	—	E+F	0011 0000

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Bloc de données supplémentaires 3					
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	6	1 octet	6	0000 0110
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	3	1	3	0000 0011
$K_{md_e_D,GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	5,55	0110 1111
$K_{md_e_D,GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
$\sigma_{vert_iono_gradient_D}$	8	0 à 25,5 × 10^{-6} m/m	0,1 × 10^{-6} m/m	4 × 10^{-6}	0010 1000
$\mathbf{Y_{EIG}}$	5	0 à 3,0 m	0,1	1	0 1010
$\mathbf{M_{EIG}}$	3	0 à 0,7 m/km	0,1	0,3	011
CRC de bloc-message 1	32	—	—	—	0011 1100 1110 0001 1000 0100 1011 1011
Bloc-message 2 (message de type 3)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificateur de type de message	8	1 à 101	1	3	0000 0011
Longueur du message	8	S/O	1 octet	164	1010 0100
Message (exemple de type 3)					
Remplissage	1 232	—	—	—	1010 1010 …... 1010 1010
CRC de bloc-message 2	32	—	—	—	0110 1101 1011 1001 1110 0100 1110 0100
Application FEC	48	—	—	—	1111 0110 0011 0100 1101 1001 1110 0010 1110 0011 1111 1101
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	0 45 58 02 55 30 CA 10 40 D4 52 17 00 14 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 C0 20 0C 60 C0 F6 00 14 56 DD 21 87 3C 55 30 CA 10 C0 25 55 27 27 9D B6 BF C7 47 9B 2C 6F				
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)	0 63 6F 8A 1F 2F D2 3B 9F 4E 87 CE 32 C8 D9 50 DE C1 C1 5A D4 09 7E E7 81 5A 5C D4 28 56 00 CE 29 60 A3 5F 77 34 64 38 71 03 15 16 24 9C CF 8F 8A 13 B6 1D AC 78 B6 C7 D0 93 58 5D 46 B5 6F D5 0C AA 77 FE D3 30 A2 27 E1 EC E4 F7 17 2D AD F4 0B 29 82 04 61 96 E4 50 E9 58 FA B8 C0 38 99 C7 BB 6C 3D 09 CA 7B 7E C2 CF 60 8D 18 75 B9 2B C5 FC 94 C8 57 79 52 C5 5F 6A B2 FF DF 33 4D DD 74 B5 28 2A 06 01 91 9B A4 43 E9 63 05 1D 95 B4 54 29 56 05 51 95 5B AA BC 00 36 66 2E EE 0F 0E 72 71 21 25 E5 EB 14 FD A8 CB F8 83 38 62 39 1E 3A 4E 3E 8E 30 71 D9 24 BA 17 C1 AC 9B F7 BC D3 C8 A3 78 1D 39 B5 C4 2B 69 FD 04 CA 68 81 07 9A 1E 33 C1 86 6F 86 78 98 87 95				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	2	00
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	00000035 11204546 31650102 46331130 13067746 52652552 60712455 15066026 22433136 20007526 34111714 74536644 75444673 47266102 52635407 12243401 11561037 01237127 60553360 64340421 37024663 76701711 41435042 46314343 14302740 43711436 70511643 01271030 13504154 47365114 45511504 12200201 40164744 00021467 34131754 52554125 73741336 24044706 62272634 50547410 75654505 73645775 05153625 27427624 71315376 42507750 01000470 73036771 61401006 63561510 31143140 01422617 26364743 33357073 46405563 35412370 11472764 14014631 72320522 11576761 26127747 24352562 32277467 01242252 66037246 31604613 72367522 27243731 56617534 16114672 47000774 37674402 66002316 56521466 56347666 6				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-19. Exemple de message de type 4

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				010 0011 1110 1111 1100 0110 0011 1011 0000 0011 1100 1000 0
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	784	000 0000 1100 0100 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0000 0
DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 4)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	4	0000 0100
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	92	0101 1100
Message (exemple de type 4)					
Ensemble de données FAS 1					
Longueur de l'ensemble de données	8	2 à 212	1 octet	41	0010 1001
Bloc de données FAS 1					
Type d'opération	4	0 à 15	1	0	0000
Fournisseur de services SBAS	4	0 à 15	1	15	1111
ID d'aéroport	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Numéro de piste	6	1 à 36	1	15	00 1111
Lettre de piste	2	—	—	R	01
Indicateur de performance d'approche	3	0 à 7	1	CAT 1	001
Indicateur de route	5	—	—	C	0001 1
Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	3	0000 0011
Identificateur de trajectoire de référence	32	—	—	GTBS	0000 0111 0001 0100 0000 0010 0001 0011
Latitude LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	43,6441075°N	0001 0010 1011 1010 1110 0010 1000 0110
Longitude LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	1,345940°E	0000 0000 1001 0011 1101 1110 1001 0000
Hauteur LTP/FTP	16	–512,0 à 6 041,5 m	0,1 m	197,3	0001 1011 1011 0101
ΔLatitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	–0,025145°	1111 1101 0011 1100 1100 1100
ΔLongitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	0,026175°	0000 0010 1110 0000 0010 1100
Hauteur de franchissement du seuil (TCH) à l'approche	15	0 à 1 638,35 m (0 à 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	17,05 m	000 0001 0101 0101
Indicateur d'unité TCH	1	0 = ft ; 1 = m	—	mètre	1
Angle de site d'alignement de descente (GPA)	16	0 à 90°	0,01°	3°	0000 0001 0010 1100
Largeur de radioalignement	8	80,0 à 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
ΔDécalage longitudinal	8	0 à 2 032 m	8 m	0	0000 0000
CRC de bloc de données FAS 1	32	—	—	—	1010 0010 1010 0101 1010 1000 0100 1101
Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche	8	0 à 25,4	0,1 m	10	0110 0100
Seuil d'alarme latéral FAS/ état d'approche	8	0 à 50,8	0,2 m	40	1100 1000

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Ensemble de données FAS 2					
Longueur de l'ensemble de données	8	2 à 212	1 octet	41	0010 1001
Bloc de données FAS 2					
Type d'opération	4	0 à 15	1	0	0000
Fournisseur de services SBAS	4	0 à 15	1	01	0001
ID d'aéroport	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Numéro de piste	6	1 à 36	1	33	10 0001
Lettre de piste	2	—	—	R	01
Indicateur de performance d'approche	3	0 à 7	1	CAT 1	001
Indicateur de route	5	—	—	A	0000 1
Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	21	0001 0101
Identificateur de trajectoire de référence	32	—	—	GTN	0000 0111 0001 0100 0000 1110 0010 0000
Latitude LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	43,6156350°N	0001 0010 1011 0111 1100 0001 1011 1100
Longitude LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	1,3802350°E	0000 0000 1001 0111 1010 0011 0001 1100
Hauteur LTP/FTP	16	–512,0 à 6 041,5 m	0,1 m	200,2 m	0001 1011 1101 0010
ΔLatitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	0,02172375°	0000 0010 0110 0010 1111 1011
ΔLongitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	0,0226050°	1111 1101 1000 0100 0011 1100
Hauteur de franchissement du seuil (TCH) à l'approche	15	0 à 1 638,35 m (0 à 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	15,25 m	000 0001 0011 0001
Indicateur d'unité TCH	1	0 = ft ; 1 = m	—	mètre	1
Angle de site d'alignement de descente (GPA)	16	0 à 90°	0,01°	3,01°	0000 0001 0010 1101
Largeur de radioalignement	8	80,0 à 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
ΔDécalage longitudinal	8	0 à 2 032 m	8 m	0	0000 0000
CRC de bloc de données FAS 2	32	—	—	—	1010 1111 0100 1101 1010 0000 1101 0111
Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche	8	0 à 25,4	0,1 m	10	0110 0100
Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche	8	0 à 50,8	0,2 m	40	1100 1000
CRC de bloc-message	32	—	—	—	0101 0111 0000 0011 1111 1110 1001 1011
APPLICATION FEC	48	—	—	—	0001 1011 1001 0001 0010 1010 1011 1100 0010 0101 1000 0101
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	1 82 30 00 55 05 4B 30 20 3A 94 0F F0 40 60 30 F2 98 C0 C8 40 28 E0 61 47 5D 48 09 7B C9 00 AD D8 33 3C BF 34 07 40 AA 81 34 80 26 00 B2 15 A5 45 26 13 94 08 F0 40 60 30 86 90 A8 04 70 28 E0 3D 83 ED 48 38 C5 E9 00 4B D8 DF 46 40 3C 21 BF 8C 81 B4 80 26 00 EB 05 B2 F5 26 13 D9 7F C0 EA A1 A4 3D 54 89 D8				
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)	1 A4 07 88 1F 1A 53 1B FF A0 41 D6 C2 9C 26 E0 04 59 89 CB 5C 2C CF 91 2D E2 2E 5D F3 07 1E 45 F1 53 5F C0 4F 53 E4 64 F0 23 C3 ED 05 A9 E6 7F FF FF B5 49 81 DD A3 F2 B5 40 9D A0 17 90 12 60 64 7C CF E3 BE A0 1E 72 FF 61 6E E4 02 44 D9 1E D2 FD 63 D1 12 C3 5A 00 0E F8 89 FE 4C 12 0C 78 4F 9D 55 08 16 F6				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	1	0
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	0000003511204546316504322300771662170713052556673176724345377776157763461661570543615214576405133401677 52142313044430613011502667743417556032762416305275365400152470514203225753334625554377076056527606314 44624316310135372225012076040752643510345771407777041566527360012232400740203144336275444 4				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-20. Exemple d'un message de type 5

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	272	000 0000 0100 0100 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0001 1
DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 5)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	5	0000 0101
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	28	0001 1100
Message (exemple de type 5)					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
De réserve	2	—	—	—	00
Nombre de sources concernées (N)	8	0 à 31	1	2	0000 0010
Première source concernée					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de la disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	50 s	0000 101
Deuxième source concernée					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	3	0000 0011
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Commencera	1
Durée de la disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	200 s	0010 100
Nombre d'approches avec obstacles (A)	8	0 à 255	1	2	0000 0010
Première approche avec obstacles					
Sélecteur de données de la trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	21	0001 0101
Nombre de sources concernées pour la première approche avec obstacles (N_A)	8	1 à 31	1	2	0000 0010
Première source concernée pour la première approche avec obstacles					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de la disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	250 s	0011 001
Deuxième source concernée pour la première approche avec obstacles					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	14	0000 1110
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	1 000 s	1100 100

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Deuxième approche avec obstacles					
Sélecteur de données de la trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	14	0000 1110
Nombre de sources concernées pour la deuxième approche avec obstacles (N_A)	8	1 à 31	1	1	0000 0001
Première source concernée pour la deuxième approche avec obstacles					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	220 s	0010 110
CRC de bloc-message	32	—	—	—	1101 1011 0010 1111 0001 0010 0000 1001
APPLICATION FEC	48	—	—	—	0011 1110 1011 1010 0001 1110 0101 0110 1100 1011 0101 1011
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	1 82 20 18 55 05 4B 30 A0 38 17 C0 40 20 50 C0 94 40 A8 40 30 4C 70 13 70 80 30 34 90 48 F4 DB DA D3 6A 78 5D 7C				
Sortie de l'embrouillage des bits	1 A4 17 90 1F 1A 53 1B 7F A2 C2 19 72 FC 16 10 62 81 E1 43 2C 48 5F E3 1A 3F 56 60 18 86 EA 33 F3 B3 09 07 26 28				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9				000 000 000
Symboles D8PSK (Note 3)	00000035112045463165043220566605510676024161244773634632207001032240066013321241662311636437771101731157430232344514664444 4				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Les symboles sont représentés par leur phase différentielle par rapport au premier symbole en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

Tableau D-21. Exemple d'un message VDB de type 11

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	440	0 0000 0001 1011 1000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0 1011
DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE					
Bloc-message 1 (message de type 11)					
En-tête de bloc-message					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 101	1	11	0000 1011
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	49	0011 0001
Message (exemple de type 11)					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	0	00
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	5	0 0101
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation (P_D) des éphémérides	8	0 à 1,275 $\times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m	1×10^{-4}	0001 0100
Bloc de mesures 1					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Correction de pseudodistance (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	+1,04 m	0000 0000 0110 1000
Taux de correction de distance (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,18 m/s	1111 1111 0100 1100
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,96 m	0011 0000
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,00 m	0011 0010
Bloc de mesures 2					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Correction de pseudodistance (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	–1,08 m	1111 1111 1001 0100
Taux de correction de distance (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,18 m/s	0000 0000 1011 0100
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,24 m	0000 1100
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,6 m	0001 1110
Bloc de mesures 3					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	2	0000 0010
Correction de pseudodistance (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	+1,2 m	0000 0000 0111 1000
Taux de correction de distance (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	0,3 m/s	0000 0001 0010 1100
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,64 m	0010 0000
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,74 m	0010 0101

TENEUR DES DONNÉES	*BITS UTILISÉS*	*PLAGE*	*RÉSOLUTION*	*VALEURS*	*REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)*
Bloc de mesures 4					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	23	0001 0111
Correction de pseudodistance (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	–2,64 m	1111 1110 1111 1000
Taux de correction de distance (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,51 m/s	1111 1110 0000 0010
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,08 m	0000 0100
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,14 m	0000 0111
Bloc de mesures 5					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	122	0111 1010
Correction de pseudodistance (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	+0,8 m	0000 0000 0101 0000
Taux de correction de distance (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,25 m/s	1111 1111 0000 0110
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,92 m	0010 1110
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,08 m	0011 0110
CRC de bloc-message	32	—	—	—	0010 1111 0000 0101 1101 1001 0000 1100
APPLICATION FEC	48	—	—	—	1001 0011 1110 0111 1101 1100 0100 0001 0100 0101 1011 1110
Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)	0 47 60 1A 55 30 CA 10 D0 8C 17 C0 A0 28 30 16 00 32 FF 0C 4C 20 29 FF 2D 00 30 78 40 1E 00 34 80 04 A4 E8 1F 7F 40 7F 20 E0 5E 0A 00 60 FF 74 6C 30 9B A0 F4 7D A2 82 3B E7 C9				
Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)	0 61 57 92 1F 2F D2 3B 0F 16 C2 19 92 F4 76 C6 F6 F3 B6 0F 50 24 06 0F 47 BF 56 2C C8 D0 1E DC A9 64 C7 97 64 2B E4 B1 51 F7 1D C1 05 7B 0C AE D6 E9 3D 7D 7D 50 41 10 BE 21 C4				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	00000035 11204546 31650101 42701130 13067746 60457114 40234621 31760262 76357705 07725551 13760416 17615700 43341354 25047116 53736646 34577501 64015223 34742121 71757170 16162053 65544366 41033007 777				

NOTES.—

1. *Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.*
2. *Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.*
3. *Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.*
4. *Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.*

7.17 Blocs de données supplémentaires d'un message de type 2

7.17.1 Le message de type 2 contient des données relatives à l'installation GBAS, telles que l'emplacement du point de référence GBAS, l'indicateur de continuité et d'intégrité du GBAS (GCID) et d'autres données de configuration pertinentes. Une méthode permettant d'ajouter de nouvelles données au message de type 2 a été conçue pour donner au GBAS la possibilité d'évoluer et de prendre en charge d'autres types de services. Cette méthode consiste à définir de nouveaux blocs de données supplémentaires qui sont adjoints au message de type 2. D'autres blocs de données supplémentaires pourront être définis à l'avenir. Les blocs de données 2 à 255 sont de longueur variable et peuvent être adjoints au message dans n'importe quel ordre après le bloc de données supplémentaires 1.

7.17.2 Le bloc de données supplémentaires 1 du message de type 2 contient des informations relatives à la décorrélation spatiale des erreurs ainsi que les informations nécessaires pour prendre en charge la sélection du service de localisation du GBAS (lorsqu'il est assuré par une station sol donnée).

7.17.3 Le bloc de données supplémentaires 2 d'un message de type 2 peut être utilisé dans le GRAS pour permettre à un sous-système GRAS embarqué de passer d'une station émettrice du GBAS à d'autres, en particulier si elles émettent sur des fréquences différentes. Le bloc de données supplémentaires 2 identifie le numéro de canal et l'emplacement de la station émettrice GBAS en cours de réception et ceux des autres stations émettrices GBAS adjacentes et avoisinantes.

7.17.4 Le bloc de données supplémentaires 3 du message de type 2 contient des informations nécessaires à l'utilisation du GAST D. Tous les sous-systèmes sol FAST D doivent transmettre un message de type 2 avec un bloc de données supplémentaires 3 convenablement rempli pour que les spécifications de délimitation soient respectées.

7.17.5 Le bloc de données supplémentaires 4 du message de type 2 contient des informations requises par les stations sol qui prennent en charge les protocoles d'authentification. Il comprend un seul paramètre qui indique les créneaux assignés à la station sol pour les transmissions VDB. L'équipement embarqué qui prend en charge les protocoles d'authentification n'utilise pas les données à moins qu'elles ne soient transmises dans les créneaux indiqués par le champ définition du groupe de créneaux dans le MT 2 ADB 4.

7.18 Message de type 101

Le message de type 101 est un substitut du message de type 1 qui a été adapté aux besoins propres des systèmes GRAS. Les principales différences dans la teneur et l'application de ces deux types de messages sont les suivantes : a) dans le message de type 101, la plage des valeurs du paramètre σ_{pr_gnd} est plus importante ; et b) le délai d'alarme pour les sous-systèmes sol est plus long quand ils diffusent des messages de type 101. En général, la première situation s'observe dans un système où une station émettrice couvre une zone étendue, au point que les erreurs de décorrélation font augmenter la limite supérieure des erreurs relatives à la correction des pseudodistances. La seconde situation peut être typique des systèmes dans lesquels une station maîtresse centrale traite des données provenant de multiples récepteurs répartis sur une zone étendue.

7.19 Traitement par l'équipement embarqué pour les types de service d'approche GBAS

Note.— Pour garantir la réalisation des objectifs de performance et de fonctionnement requis pour le GAST D, l'équipement embarqué doit satisfaire aux normes de performance et de fonctionnement définies. Les normes de performances opérationnelles minimales (MOPS) pertinentes figurent dans le DO-253D de la RTCA.

7.19.1 *Solution de position différentielle pour le service de localisation GBAS.* La solution de position utilisée pour fournir les sorties de position, de vitesse et de temps est basée sur des pseudodistances lissées sur 100 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 1 ou du message de type 101.

7.19.2 *Solution de position différentielle pour les types de service d'approche GAST A, B et C.* Lorsque le type de service d'approche actif est A, B ou C, la solution de position utilisée pour générer des déviations est fondée sur des pseudodistances lissées sur 100 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 1 ou du message de type 101. La matrice de projection S, utilisée pour calculer la solution de position (appendice B, § 3.6.5.5.1.1.2) est calculée sur la base de σ_i, calculé au moyen de $\sigma_{pr\_gnd}[i]$ du message de type 1 ou du message de type 101, et de $\sigma_{iono,i}$ basé sur $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$ du message de type 2.

7.19.3 *Solutions de position différentielle pour le type de service d'approche GAST D.* Lorsque le GAST D est le type de service d'approche actif, l'équipement embarqué calcule deux solutions de position différentes, l'une fondée sur des pseudodistances lissées sur 30 secondes et l'autre sur des pseudodistances lissées sur 100 secondes. Le traitement standard exigé par les MOPS se présente comme suit :

a) la solution de position utilisée pour établir des déviations est basée sur des pseudodistances lissées sur 30 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 11 ;

b) la matrice de projection S, utilisée pour les deux solutions de position, est calculée sur la base de $\sigma_{w,i}$ calculé en utilisant $\sigma_{pr\_gnd\_30s}$ du message de type 11 et de $\sigma_{iono,i}$ fondé sur $\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$ du message de type 2 avec bloc de données supplémentaires 3 ;

c) une deuxième solution de position est calculée en utilisant la matrice de projection indiquée à l'alinéa b) et des pseudodistances lissées sur 100 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 1 ;

d) les deux solutions de position sont fondées sur le même réseau de satellites utilisé pour la solution de position définie à l'alinéa a) ci-dessus.

Des renseignements complémentaires concernant l'utilisation prévue de ces deux solutions de position sont fournies au § 7.5.6.1. du présent supplément.

7.20 Message de type 11

Un message de type 11 est requis pour les sous-systèmes sol FAST D. Le message de type 11 contient des corrections différentielles obtenues à partir des données de pseudodistance qui ont été lissées par la porteuse avec une constante de temps de 30 secondes. Le message de type 11 contient aussi d'autres paramètres pour la délimitation de l'intégrité et pour une pondération optimale des mesures. Des renseignements complémentaires concernant le traitement standard des paramètres du message de type 11 figurent au § 7.19.

7.21 Occupation des créneaux

La spécification de l'appendice B, § 3.6.7.4.1.3, concernant l'occupation des créneaux vise les sous-systèmes sol qui assurent l'authentification. L'occupation des créneaux correspond à la longueur d'une rafale divisée par la longueur d'un seul créneau temporel. Exprimé avec plus de détail et en nombre de bits :

l'occupation de créneau = (88 bits + jusqu'à 1 776 bits de données d'application + 57 à 59 bits pour l'application FEC, des bits de remplissage et de baisse de puissance) / 1 968,75 bits.

Le numérateur de la formule est la somme de tous les bits inclus dans une rafale du sous-système sol, soit les 88 premiers bits entre la montée en puissance et la FEC de la séquence d'apprentissage, jusqu'à 1 776 bits de données d'application, 48 bits pour l'application FEC, de 0 à 2 bits de remplissage et 9 bits pour la baisse de puissance. Les 1 968,75 bits indiqués au dénominateur correspondent au nombre calculé de bits qui peuvent être transmis en 62,5 ms (appendice B, § 3.6.3.1) en utilisant le débit de 31 500 bit/s (appendice B, § 3.6.2.5).

8. CONCEPTION DU MONITEUR DE LA QUALITÉ DU SIGNAL (SQM)

8.1 Le moniteur de la qualité du signal (SQM) a pour but de détecter les anomalies des signaux des satellites dans le but d'éviter que les récepteurs embarqués n'utilisent des informations inexactes (MI). Les MI sont des erreurs différentielles de pseudodistance de l'aéronef non détectées et supérieures à l'erreur maximale (MERR) tolérable. Pour l'équipement GAST D, des spécifications supplémentaires sont prévues pour assurer la détection avant que l'erreur de pseudodistance différentielle n'atteigne une valeur spécifiée (appendice B, § 3.6.7.3.3). Ces grandes erreurs de pseudodistance sont dues à la distorsion de la crête de corrélation du code causée par des défaillances de la charge utile du satellite. Si le récepteur de référence utilisé pour créer les corrections différentielles et le récepteur de l'aéronef ont des mécanismes de mesure différents (largeur de bande du récepteur et espacement de corrélation de la boucle de poursuite), l'incidence de la distorsion du signal sur les deux récepteurs est différente. Le SQM doit protéger le récepteur embarqué lorsque ces mécanismes ne sont pas les mêmes. La performance du SQM est définie par la probabilité de détecter une défaillance d'un satellite et la probabilité d'annoncer incorrectement une défaillance d'un satellite.

8.2 Les effets du signal susceptibles de causer l'émission de MI par le GBAS ou le SBAS peuvent être représentés par trois incidences différentes sur la fonction de corrélation :

a) *Zones mortes :* Si la fonction de corrélation perd sa crête, la fonction de discrimination du récepteur comprendra un temps mort ou zone morte. Si le récepteur de référence et le récepteur embarqué se fixent sur deux parties différentes de cette zone morte, il peut en résulter des MI.

b) *Fausses crêtes :* Si le récepteur de référence et le récepteur embarqué se verrouillent sur des crêtes différentes, des MI peuvent s'ensuivre.

c) *Distorsions :* Si la crête de corrélation est déformée, un aéronef qui utilise un espacement de corrélation différent de celui qui est employé par les récepteurs de référence risque de recevoir des MI.

8.3 Le modèle de menace qu'il est proposé d'utiliser pour évaluer le moniteur de la qualité du signal comporte trois volets qui peuvent créer les trois anomalies de la crête de corrélation indiquées ci-dessus.

8.4 Le modèle de menace A est constitué du signal de code normal, sauf que tous les chips positifs, et les chips positifs/négatifs de la sous-porteuse pour le signal Galileo E1-C et le signal BDS B1C_pilote, ont un front décroissant qui a une avance ou un retard sur le temps exact de fin de ce chip. Ce modèle est associé à une défaillance de l'unité de données de navigation, qui est la division numérique d'un satellite. Les occurrences du modèle de menace A sur le signal GPS L1 utilisant le code et le signal GPS L5 Q5 sont des phénomènes indépendants. S'ils se superposent dans le temps, le signe et la grandeur des avances et des retards peuvent être différents sur les signaux L1 utilisant le code C/A et les signaux L5 Q5.

8.4.1 Le modèle de menace A du GPS a un seul paramètre Δ, qui est l'avance ($\Delta < 0$) ou le retard ($\Delta > 0$) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est $-0{,}12 \leq \Delta \leq 0{,}12$ pour le signal L1 utilisant le code C/A. La plage des valeurs de ce paramètre est $-0{,}1 \leq \Delta \leq 0{,}1$ pour le signal GPS L5 Q5. Le modèle de menace A du GLONASS a un seul paramètre Δ, qui est l'avance ($\Delta < 0$) ou le retard ($\Delta > 0$) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est $0{,}22 \leq \Delta \leq 0{,}22$ pour le signal GLONASS L1OF, $-0{,}1 \leq \Delta \leq 0{,}1$ pour le signal GLONASS L1OC et $-0{,}1 \leq \Delta \leq 0{,}1$ pour le signal GLONASS L3OC. Le modèle de menace A de Galileo a un seul paramètre Δ, qui est l'avance ($\Delta < 0$) ou le retard ($\Delta > 0$) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est $-0{,}12 \leq \Delta \leq 0{,}12$ pour le signal Galileo E1-C et $-0{,}1 \leq \Delta \leq 0{,}1$ pour le signal Galileo E5a-Q. Le modèle de menace A du BDS a un seul paramètre Δ, qui est l'avance ($\Delta < 0$) ou le retard ($\Delta > 0$) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est $-0{,}05 \leq \Delta \leq 0{,}05$ pour le signal BDS B1C_pilote et $-0{,}05 \leq \Delta \leq 0{,}05$ pour le signal BDS B2a_pilote.

8.4.2 À l'intérieur de cette plage, le modèle de menace A génère les zones mortes décrites ci-dessus. (Il n'est pas nécessaire de tester les ondes qui présentent une avance, car leurs fonctions de corrélation sont simplement des avances des fonctions de corrélation du retard. Le risque de MI est donc identique.)

8.5 Le modèle de menace B introduit la modulation d'amplitude et représente les dégradations dans la section analogique du satellite de la constellation de base. Il est constitué, plus précisément, de la sortie d'un système de deuxième ordre lorsque l'entrée est le signal nominal de bande de base du code. Le modèle de menace B part du principe que le sous-système à satellites dégradé peut être décrit sous forme d'un système linéaire dominé par une paire de pôles conjugués complexes. Ces pôles sont situés à $\sigma \pm j2\pi f_d$, σ étant le facteur d'amortissement en 10^6 népers par seconde et f_d, la fréquence de résonance en unités de 10^6 cycles par seconde.

8.5.1 La réponse à l'échelon unité d'un système du deuxième ordre est donnée par l'équation :

$$e(t) = \begin{Bmatrix} 0 & t \leq 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t)\left[\cos\omega_d t + \frac{\sigma}{\omega_d}\sin\omega_d t\right] & t \geq 0 \end{Bmatrix}$$

où $\omega_d = 2\,\pi f_d$

8.5.2 Le modèle de menace B du GPS correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres Δ, f_d et σ :

$$\Delta = 0 \text{ ; } 4 \leq f_d \leq 17 \text{ ; et } 0{,}8 \leq \sigma \leq 8{,}8$$

L'occurrence du modèle de menace A sur le signal GPS L1 utilisant le code C/A, l'occurrence du modèle de menace B sur un signal GPS L1 utilisant le code C/A, l'occurrence du modèle de menace A sur le signal GPS L5 Q5, et l'occurrence du modèle de menace B sur le signal GPS L5 Q5 sont des phénomènes indépendants. Les paramètres qui caractérisent les avances, les retards, la fréquence de résonance f_d et le paramètre de descente σ n'ont pas nécessairement la même grandeur ou le même signe sur les signaux GPS L1 utilisant le code C/A et les signaux GPS L5 Q5.

Le modèle de menace B du GLONASS correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres définis ci-dessus :

signal L1OF : $\Delta = 0$; $10 \leq f_d \leq 20$; et $2 \leq \sigma \leq 8$.
signal L1OC : $\Delta = 0$; $0{,}1 \leq f_d \leq 14$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 24$.
signal L3OC : $\Delta = 0$; $0{,}1 \leq f_d \leq 8$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 15$.

Le modèle de menace B de Galileo correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres définis ci-dessus :

signal E1-C : $\Delta = 0$; $0{,}1 \leq f_d \leq 18$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 63$.
signal E5a-Q : $\Delta = 0$; $0{,}1 \leq f_d \leq 8$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 23$.

Le modèle de menace B du BDS correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres définis ci-dessus :

signal B1C_pilote : $\Delta = 0$; $1{,}5 \leq f_d \leq 18$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 20$.
signal B2a_pilote : $\Delta = 0$; $4 \leq f_d \leq 18$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 18$.

8.5.3 À l'intérieur de ces plages, le modèle B génère des distorsions de la crête de corrélation ainsi que des fausses crêtes.

8.6 Le modèle de menace C introduit à la fois l'avance et le retard ainsi que la modulation d'amplitude. Il est constitué, plus précisément, des sorties d'un système de deuxième ordre lorsque le signal du code C/A entrant est en avance ou en retard. Cette onde est une combinaison des deux effets décrits plus haut.

8.6.1 Le modèle de menace C du GPS comprend les paramètres Δ, f_d et σ, avec les plages suivantes :

signal L1 : $-0{,}12\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}12\ \mu s$; $7{,}3 \leq f_d \leq 13$; et $0{,}8 \leq \sigma \leq 8{,}8$.
signal L5 : $-0{,}10\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}10\ \mu s$; $7{,}3 \leq f_d \leq 13$; et $0{,}8 \leq \sigma \leq 8{,}8$.

Le modèle de menace C du GLONASS comprend les paramètres Δ, f_d et σ, avec les plages suivantes :

signal LIOF : $-0{,}22\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}22\ \mu s$; $10 \leq f_d \leq 20$; et $2 \leq \sigma \leq 8$
signal L1OC : $-0{,}1\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}1\ \mu s$; $0{,}1 \leq fd \leq 14$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 24$.
signal L3OC : $-0{,}1\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}1\ \mu s$; $0{,}1 \leq fd \leq 8$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 15$.

Le modèle de menace C de Galileo comprend les paramètres Δ, f_d et σ, avec les plages suivantes :

signal E1-C : $-0{,}12\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}12\ \mu s$; $0{,}1 \leq f_d \leq 18$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 63$.
signal E5a-Q : $-0{,}1\ \mu s \leq \Delta \leq 0{,}1\ \mu s$; $0{,}1 \leq f_d \leq 8$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 23$.

Le modèle de menace C du BDS comprend les paramètres Δ, f_d et σ, avec les plages suivantes :

signal B1C_pilote : $-0{,}05 \leq \Delta \leq 0{,}05$; $1{,}5 \leq f_d \leq 18$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 20$.
signal B2a_pilote : $-0{,}05 \leq \Delta \leq 0{,}05$; $4 \leq f_d \leq 18$; et $0{,}1 \leq \sigma \leq 18$.

8.6.2 À l'intérieur de ces plages, le modèle C génère des zones mortes, des distorsions de la crête de corrélation et des fausses crêtes.

8.7 Contrairement aux signaux d'une constellation de base, le signal de mesure de distance du SBAS est mis en service et commandé par le fournisseur de services. Celui-ci contrôle également la qualité du signal SBAS. C'est donc le fournisseur de services qui spécifie et publie le modèle de menace pour chaque satellite SBAS. Le SQM du SBAS sera conçu de façon à protéger toute avionique qui est conforme aux spécifications du tableau D-23. Le fournisseur de services est tenu de publier le modèle de menace lorsqu'il permet d'utiliser le signal de mesure de distance SBAS L1 d'un fournisseur voisin pour les approches de précision au SBAS ou au GBAS. Dans ce cas, le fournisseur de services contrôlera le signal de mesure de distance SBAS du satellite voisin.

8.8 Pour analyser la performance d'un type particulier de moniteur, il faut définir la limite du moniteur et la régler de façon à protéger l'erreur de pseudodistance du satellite par rapport au niveau de protection, avec une attribution du risque d'intégrité du sous-système sol. L'erreur maximale tolérable (MERR) de chaque source de mesure *i* peut être définie dans le GBAS, le SBAS L1 et le SBAS DFMC par :

$$\mathrm{MERR}_{\mathrm{GBAS}} = K_{\mathrm{ffmd}}\sigma_{\mathrm{pr\_gnd,i}} \text{ et}$$

$$\mathrm{MERR}_{\mathrm{SBAS\ L1}} = K_{\mathrm{V,PA}}\sqrt{\sigma^2_{\mathrm{i,UDRE}} + \min\{\sigma^2_{\mathrm{i,UIRE}}\}}$$

$$\mathrm{MERR}_{\mathrm{SBAS\ DFMC}} = K_{\mathrm{V,PA}}\sqrt{\sigma^2_{\mathrm{i,DFRE}}}$$

pour l'APV et l'approche de précision au SBAS, et en particulier le SBAS L1, min $\{\sigma^2_{\mathrm{i,UDRE}}\}$ étant la valeur minimale pour l'utilisateur. L'erreur MERR est évaluée à la sortie du récepteur de l'utilisateur, exempt de défauts, et varie en fonction de l'angle de site du satellite et de la performance du sous-système sol.

8.9 Le moniteur de la qualité du signal est conçu pour limiter l'erreur différentielle la plus défavorable au-dessous de MERR en cas d'anomalie du satellite. Le SQM mesure normalement plusieurs valeurs de crête de corrélation et génère des métriques d'espacement et de rapport qui caractérisent la distorsion de la crête de corrélation. La figure D-18 montre les points types au sommet d'une crête de corrélation exempte de défauts et non filtrée.

8.9.1 Une paire de corrélateurs est employée pour la poursuite. Toutes les autres valeurs de corrélation sont mesurées par rapport à cette paire.

8.9.2 Deux types de métriques d'essai en résultent : les métriques de la différence entre l'avance et le retard (D), indiquant les erreurs de poursuite causées par la distorsion de la crête, et les métriques de rapport d'amplitude (R), qui mesurent la pente et indiquent l'aplanissement de la crête ou plusieurs crêtes rapprochées.

8.9.3 Le récepteur SQM doit avoir une bande de précorrélation suffisamment large pour pouvoir mesurer les métriques d'espacement étroit, de manière à ne pas causer lui-même une importante distorsion de la crête ou à ne pas masquer les anomalies causées par la défaillance du satellite. La largeur de bande de précorrélation du récepteur SQM doit normalement être d'au moins 16 MHz pour le GPS L1 et d'au moins 24 MHz pour L5, d'au moins 15 MHz pour le GLONASS, d'au moins 24 MHz pour Galileo et d'au moins 24 MHz pour le BDS.

8.9.4 Les métriques d'essai sont lissées au moyen de filtres numériques passe-bas. Les constantes de temps de ces filtres doivent être inférieures à celles qui sont utilisées conjointement par les récepteurs de référence pour la dérivation des corrections différentielles et par le récepteur embarqué pour le lissage des mesures de pseudodistance (normalisées à 100 s). Les métriques lissées sont comparées aux seuils. Si un des seuils est dépassé, une alarme est générée pour ce satellite.

8.9.5 Les seuils utilisés pour dériver la performance sont l'erreur minimale détectable (MDE) et le rapport minimal détectable (MDR). La probabilité de fausse détection et la probabilité de détection manquée dans des conditions exemptes de défaillances sont utilisées pour dériver les MDE et les MDR. Le bruit dans les métriques (D) et (R), désignées par $\sigma_{D,test}$ et $\sigma_{R,test}$ ci-dessous, est dominé par les erreurs dues aux trajets multiples. À noter que le test de mesures peut aussi avoir une valeur moyenne (μ_{test}) causée par la distorsion du filtre du récepteur SQM. Les essais de seuil doivent aussi prendre en compte les valeurs moyennes.

8.9.6 Les valeurs MDE et MDR utilisées dans les simulations de performance SQM sont calculées à l'aide des équations suivantes :

$$MDE = (K_{ffd} + K_{md})\ \sigma_{D,test} \text{ et}$$

$$MDR = (K_{ffd} + K_{md})\ \sigma_{R,test}$$

où

K_{ffd} = 5,26 est un multiplicateur type de détection dans des conditions exemptes de défaillances représentant une probabilité de fausse détection de $1{,}5 \times 10^{-7}$ par essai. La probabilité de fausse détection peut être attribuée à chaque métrique utilisée dans le SQM en fonction du nombre de métriques appliquées ;

K_{md} = 3,09 est un multiplicateur type de détection manquée représentant une probabilité de détection manquée de 10^{-3} par essai. L'attribution de la probabilité de détection manquée peut en outre être optimisée en tenant compte de la probabilité du risque d'intégrité induit par chaque distorsion (étant donné son erreur systématique différentielle) et de la probabilité de défaillance d'intégrité attribuée à la distorsion du signal ;

$\sigma_{D,test}$ = l'écart type des valeurs mesurées de la métrique d'essai D ;

$\sigma_{R,test}$ = l'écart type des valeurs mesurées de la métrique d'essai R.

8.9.7 Si plusieurs récepteurs SQM indépendants sont utilisés pour détecter les défaillances, les valeurs de sigma peuvent être réduites de la racine carrée du nombre de moniteurs indépendants.

8.9.8 Une défaillance est déclarée si :

$$| D,test - \mu_{D,test} | \geq MDE \text{ ou}$$
$$| R,test - \mu_{R,test} | \geq MDR$$

pour un quelconque des essais effectués, où $\mu_{X,test}$ est la valeur moyenne de l'essai X qui tient compte de la distorsion du filtre du récepteur SQM exempt de défauts ainsi que de la distorsion de crête de corrélation associée au code considéré. (Les crêtes de corrélation du code peuvent avoir des pentes différentes d'un bout à l'autre de différents codes dans une même famille de codes. En simulation, cependant, on peut ne pas tenir compte de la distorsion de code et une crête de corrélation parfaite peut être utilisée, sauf pour la distorsion de filtre simulée.)

8.10 Les écarts types des statistiques des essais, $\sigma_{D,test}$ et $\sigma_{R,test}$, peuvent être déterminés par la collecte de données par un récepteur à multicorrélation dans l'environnement d'exploitation prévu. Le récepteur de collecte de données utilise une seule paire de corrélateurs de poursuite et des points de mesure de corrélation additionnels qui sont asservis à cette paire de poursuite, comme le montrent la figure D-18 pour le GPS et le GLONASS et la figure D-19 pour Galileo et le BDS. Les données sont collectées et lissées pour tous les points de mesure disponibles afin de calculer les métriques. L'écart type de

ces métriques définit $\sigma_{D,test}$. Il est également possible de calculer ces statistiques d'essai un sigma si le modèle des trajets multiples de l'environnement de l'installation est disponible.

8.10.1 Les valeurs $\sigma_{D,test}$ qui en résultent dépendent fortement des trajets multiples de l'environnement dans lequel sont collectées les données. L'écart dû aux trajets multiples peut être d'un ordre de grandeur supérieur à celui qui résulterait du bruit, même à la valeur minimale du rapport porteuse-bruit. Cet aspect montre l'importance des critères de conception et d'implantation des antennes, qui sont les principaux facteurs de détermination du niveau des trajets multiples entrant dans le récepteur. La réduction des trajets multiples réduira sensiblement les MDE qui en résultent et améliorera ainsi les capacités du SQM.

8.10.2 Les valeurs moyennes $\mu_{D,test}$ et $\mu_{R,test}$, par contre, sont déterminées dans un environnement relativement exempt d'erreurs, par exemple par l'emploi d'un simulateur de signal de satellite d'une constellation de base en entrée. Ces valeurs moyennes représentent la distorsion nominale de la crête d'autocorrélation causée par le filtre du récepteur SQM, notamment les effets de la distorsion due à des crêtes d'autocorrélation mineures adjacentes. D'après ces propriétés, les valeurs moyennes peuvent être différentes pour les divers PRN.

8.10.3 La présence d'erreurs systématiques dues aux déformations nominales des signaux peut se traduire par une moyenne non nulle de la distribution des détecteurs du moniteur. Ces erreurs peuvent être observées en faisant la moyenne des mesures prises dans une collecte de données réelle. À noter que les erreurs systématiques nominales peuvent dépendre du site et, en règle générale, changent lentement avec le temps. Par exemple, les déformations nominales du GPS sont les avances et les retards qui sont présents dans des conditions non dégradées et qui peuvent donc exister tout le temps. La déformation nominale du GPS se situe dans les limites : $-0{,}01\ \mu s \leq \Delta \leq +0{,}01\ \mu s$.

8.10.4 Le moniteur de la qualité du signal pour le SBAS est validé pour les distorsions de signal définies par l'espace de menace caractérisé par les modèles de menace A/B/C du GPS, du GLONASS, de Galileo et du BDS seulement pour un seuil d'alarme vertical supérieur ou égal à 35 m.

8.11 Pour que le moniteur sol puisse protéger les utilisateurs contre les modèles de menace décrits plus haut, il faut partir de l'hypothèse que les récepteurs embarqués ont des caractéristiques précises. Sans cette hypothèse, la complexité du moniteur sol serait inutilement élevée. Les développements technologiques pourront peut-être améliorer la capacité de détection du récepteur embarqué et réduire les contraintes actuelles.

8.11.1 Dans le cas des corrélateurs double delta, les récepteurs embarqués suivent la crête de corrélation la plus forte sur toute la séquence du code pour chaque source de mesure de distance utilisée dans la solution de navigation.

8.11.2 Dans les corrélateurs double delta, les filtres de précorrélation diminuent progressivement d'au moins 30 dB par octave dans la bande de transition. Pour les récepteurs GBAS, l'affaiblissement résultant dans la bande de coupure doit être supérieur ou égal à 50 dB (par rapport au gain de crête dans la bande passante).

8.11.3 Les paramètres suivants sont utilisés pour décrire la performance de poursuite spécifique de chaque type de satellite :

a) l'espacement de corrélation instantané est l'espacement entre un ensemble particulier d'échantillons en avance et en retard de la fonction de corrélation ;

b) l'espacement de corrélation moyen est une moyenne de une seconde de l'espacement de corrélation instantané. La moyenne s'applique sur une trame de une seconde ;

c) le discriminateur Δ est un discriminateur basé sur une moyenne des échantillons « avance-moins-retard » avec des espacements à l'intérieur de la plage spécifiée, ou un discriminateur de type $\Delta = 2\Delta_{d1} - \Delta_{2d1}$, les valeurs d_1 et $2d_1$ étant toutes deux comprises dans la plage spécifiée. On utilise un discriminateur cohérent ou non cohérent ;

d) le retard de groupe différentiel s'applique à tout le système de bord avant le corrélateur, y compris l'antenne. Le retard de groupe différentiel est défini par :

$$\left|\frac{d\phi}{d\omega}(f_c) - \frac{d\phi}{d\omega}(f)\right|$$

où

f_c = la fréquence centrale du filtre passe-bande de précorrélation ;

f = une fréquence quelconque dans la bande de 3dB du filtre de précorrélation ;

ϕ = la réponse de phase combinée du filtre passe-bande de précorrélation et de l'antenne ;

ω = $2\pi f$.

8.11.4 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent un signal L1 de satellites GPS utilisant le code C/A, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-22, sauf les exceptions indiquées ci-dessous.

8.11.4.1 Dans le cas d'équipement GBAS embarqué qui utilise des corrélateurs avance-retard et qui suit des satellites GPS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel (y compris la contribution de l'antenne) se situent dans les limites définies au tableau D-22, sauf que la largeur de bande minimale de la région 1 augmentera à 4 MHz et l'espacement moyen de corrélation est réduit à un espacement moyen de 0,21 chip ou à un espacement instantané de 0,235 chip.

8.11.4.2 Dans le cas des récepteurs d'un équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites GPS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-22, régions 2, 3 ou 4 seulement. En outre, dans la région 2, l'espacement de corrélation moyen a une plage de 0,045 – 0,12 chip et l'espacement de corrélation instantané, une plage de 0,04 – 0,15 chip.

8.11.4.3 Dans le cas d'équipement SBAS embarqué qui utilise des corrélateurs avance-retard et qui poursuit un signal L1 de satellites GPS utilisant le code C/A, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel (y compris la contribution de l'antenne) se situent dans les limites des trois premières régions définies au tableau D-22 pour le signal L1.

8.11.5 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites GLONASS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-23.

8.11.5.1 Dans le cas des récepteurs de l'équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites GLONASS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-23, régions 2 et 3 seulement. En outre, dans la région 2, l'espacement de corrélation moyen a une plage de 0,05 – 0,1 chip et l'espacement de corrélation instantané une plage de 0,045 – 0,11 chip.

8.11.6 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs double delta et qui poursuivent un signal L1 de satellites GPS utilisant le code C/A, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies aux tableaux D-24 et D-27.

8.11.6.1 Dans le cas des récepteurs de l'équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs double delta et qui poursuivent des satellites GPS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-27, régions 2 et 3 seulement.

8.11.7 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs avance-retard ou double delta et qui poursuivent des satellites SBAS L1, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-28.

8.11.7.1 Dans le cas des récepteurs de l'équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs avance-retard ou double delta et qui poursuivent des satellites SBAS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-28, région 2 seulement. En outre, pour les récepteurs GAEC D qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites SBAS, l'espacement de corrélation moyen a une plage de 0,045 – 0,12 chip et l'espacement de corrélation instantané, une plage de 0,04 – 0,15 chip.

8.11.8 Dans le cas des récepteurs conçus pour le SBAS DFMC, qui utilisent les corrélateurs avance-retard et qui poursuivent les signaux GPS, Galileo, GLONASS, BDS ou SBAS L5 indiqués dans le supplément B, § 3.5.11.1, la largeur de bande de précorrélation de l'installation pour la poursuite d'un signal L5 (ou L3), l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-25.

8.11.9 Dans le cas des récepteurs conçus pour le SBAS DFMC, qui utilisent les corrélateurs avance-retard et qui poursuivent les signaux GPS, Galileo, GLONASS, BDS ou SBAS L1 indiqués dans le supplément B, § 3.5.11.1, la largeur de bande de précorrélation de l'installation pour la poursuite d'un signal L1, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-26.

8.11.10 L'espacement de corrélation instantané peut être supérieur aux valeurs de l'espacement de corrélation moyen fournies dans les tableaux D-25 et D-26 compte tenu du bruit ou de la gigue dans l'espacement de corrélation.

Tableau D-22. Contraintes de poursuite GPS pour les corrélateurs avance-retard

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de corrélation moyen (en chips)*	*Espacement de corrélation instantané (en chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	2 < BW ≤ 7 MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 600 ns
2	7 < BW ≤ 16 MHz	0,045 – 0,21	0,04 – 0,235	≤ 150 ns
3	16 < BW ≤ 20 MHz	0,045 – 0,12	0,04 – 0,15	≤ 150 ns
4	20 < BW ≤ 24 MHz	0,08 – 0,12	0,07 – 0,13	≤ 150 ns

Tableau D-23. Contraintes de poursuite GLONASS pour les corrélateurs avance-retard

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de corrélation moyen (en chips)*	*Espacement de corrélation instantané (en chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	7 < BW ≤ 9 MHz	0,05 – 1,0	0,045 – 1,1	≤ 100 ns
2	9 < BW ≤ 15 MHz	0,05 – 0,2	0,045 – 0,22	≤ 100 ns
3	15 < BW ≤ 18 MHz	0,05 – 0,1	0,045 – 0,11	≤ 100 ns

Tableau D-24. Contraintes de poursuite GPS pour les récepteurs GRAS et SBAS embarqués avec corrélateurs double delta

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de Corrélation moyen (X) (en chips)*	*Espacement de corrélation instantané (en chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	(−50 × X) + 12 < BW ≤ 7 MHz	0,1 – 0,16	0,09 – 0,18	≤ 600 ns
	4 < BW ≤ 7 MHz	0,16 – 0,6	0,14 – 0,65	
2	(−50 × X) + 12 < BW ≤ (40 × X) + 11,2 MHz	0,045 – 0,07	0,04 – 0,077	
	(−50 × X) + 12 < BW ≤ 14 MHz	0,07 – 0,1	0,062 – 0,11	≤ 150 ns
	7 < BW ≤ 14 MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	14 < BW ≤ (133,33 × X) + 2,667 MHz	0,07 – 0,24	0,06 – 0,26	≤ 150 ns

Tableau D-25. Contraintes de poursuite SBAS DFMC pour les corrélateurs avance-retard qui poursuivent des signaux L5, E5a ou L3OC

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de corrélation moyen (chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	12 < BW ≤ 24 MHz	0,9 – 1,1	≤ 150 ns

Tableau D-26. Contraintes de poursuite SBAS DFMC pour les corrélateurs avance-retard qui poursuivent des signaux L1, E1 ou L1OC

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de corrélation (chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	12 < BW ≤ 24 MHz	0,08 – 0,12	≤ 150 ns

Tableau D-27. Contraintes de poursuite GPS pour les récepteurs GBAS embarqués avec corrélateurs double delta

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de corrélation moyen (X) (en chips)*	*Espacement de corrélation instantané (en chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	(−50 × X) + 12 < BW ≤ 7 MHz 4 < BW ≤ 7 MHz	0,1 – 0,16 0,16 – 0,6	0,09 – 0,18 0,14 – 0,65	≤ 600 ns
2	(−50 × X) + 12 < BW ≤ (133,33 × X) + 2,667 MHz (−50 × X) + 12 < BW ≤ 14 MHz 7 < BW ≤ 14 MHz	0,07 – 0,085 0,085 – 0,1 0,1 – 0,24	0,063 – 0,094 0,077 – 0,11 0,09 – 0,26	≤ 150 ns
3	14 < BW ≤ 16 MHz 14 < BW ≤ (133,33 × X) + 2,667 MHz	0,1 – 0,24 0,085 – 0,1	0,09 – 0,26 0,077 – 0,11	≤ 150 ns

Tableau D-28. Contraintes de poursuite de la fonction de mesure de distance SBAS

Région	*Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB*	*Espacement de corrélation moyen (en chips)*	*Espacement de corrélation instantané (en chips)*	*Retard de groupe différentiel*
1	2 < BW ≤ 7 MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 600 ns
2	7 < BW ≤ 20 MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 150 ns

9. SUIVI DE L'ÉTAT ET NOTAM

9.1 État du système

9.1.1 Les effets d'une dégradation des performances du GBAS s'exercent en général localement et pénalisent surtout les opérations d'approche. Toute dégradation doit être signalée en diffusant des informations sur l'approche considérée.

9.1.2 La dégradation des performances de la ou des constellations satellitaires de base ou du SBAS peut se limiter à des effets locaux touchant principalement les opérations d'approche, mais elle peut aussi se répercuter sur une zone plus étendue et avoir une incidence directe sur les opérations en route dans la ou les zones de service du SBAS. Toute dégradation affectant les opérations en route ou les opérations SBAS sur une zone plus étendue doit être signalée en diffusant des informations sur la zone concernée. L'exemple type est celui d'une perturbation ionosphérique qui enlève toute capacité d'approche avec guidage vertical. Une dégradation du système qui affecte un nombre limité d'approches peut être signalée au moyen d'informations concernant les approches.

9.1.3 La dégradation des performances du GRAS peut avoir des effets locaux et/ou se répercuter sur une zone plus étendue. Si la dégradation a des effets locaux seulement, les informations à ce sujet doivent être diffusées en conformité avec le § 9.1.1. Si elle se fait sentir sur une zone plus étendue, les informations sur la dégradation doivent être diffusées en conformité avec le § 9.1.2.

9.1.4 Toute incapacité du GNSS à prendre en charge telle ou telle opération doit être signalée. Par exemple, il est possible que le GPS ou le SBAS ne puisse assurer l'approche de précision en un point particulier. Cette information peut être générée de manière automatique ou manuelle, tout dépendant des modèles qui s'appliquent aux performances du système.

9.2 Informations sur le type de dégradation observée

Voici les informations qui doivent être diffusées :

a) non-disponibilité du service ;

b) baisse du niveau de service (le cas échéant) ;

c) heure de début et durée prévue de la dégradation.

9.3 Délais accordés

Si l'événement a été programmé, le préavis auprès de l'organisme chargé d'établir les NOTAM doit être d'au moins 72 heures. Sinon, il est souhaitable d'avertir ce dernier dans les 15 minutes suivant la dégradation. Par ailleurs, il convient d'émettre un avis pour tout événement dont la durée est d'au moins 15 minutes.

10. BROUILLAGE

10.1 Possibilités de brouillage

Le signal reçu par les systèmes de radionavigation GPS, GLONASS, Galileo et BDS étant relativement faible, un signal brouilleur peut facilement causer des interruptions de service. Pour prévenir ces dernières, il faudra veiller à ce que les niveaux de brouillage admissibles indiqués dans les SARP ne soient pas dépassés.

10.2 Sources de brouillage dans la bande

Dans certains États, l'exploitation du service fixe peut représenter une source possible de brouillage préjudiciable dans la bande. Dans ces États, en effet, les fréquences attribuées aux liaisons hertziennes point à point du service fixe se trouvent dans la bande utilisée par les systèmes GPS, GLONASS, Galileo et BDS.

10.3 Sources de brouillage hors bande

Les sources possibles de brouillage hors bande comprennent les harmoniques et les rayonnements non essentiels des émetteurs aéronautiques VHF et UHF. Le bruit hors bande, les produits parasites discrets et les produits d'intermodulation provenant des émissions radiophoniques et télévisées peuvent aussi causer des problèmes de brouillage.

10.4 Sources de brouillage à bord

10.4.1 À bord, les possibilités de brouillage préjudiciable du GPS, du GLONASS, de Galileo et du BDS dépendent du type d'aéronef, de ses dimensions et de l'équipement d'émission embarqué. Il convient de tenir compte de ces possibilités de brouillage (principalement causé par l'équipement SATCOM) au moment de choisir l'emplacement de l'antenne du GNSS.

10.4.2 Par rapport aux récepteurs embarqués ne disposant pas d'équipement SATCOM, les récepteurs GNSS de bord utilisés avec un équipement SATCOM doivent présenter un seuil de brouillage supérieur dans la gamme de fréquences entre 1 610 et 1 626,5 MHz. Dans les spécifications sur le seuil de brouillage, les deux cas ont donc été distingués.

Note.— Les limites relatives aux stations terriennes d'aéronef émettant des signaux SATCOM sont indiquées à l'Annexe 10, volume III, partie 1, chapitre 4, § 4.2.3.5.

10.4.3 Les principales techniques de protection contre le brouillage à bord comprennent le blindage, le filtrage, la séparation physique des antennes, des émetteurs et des câbles (surtout dans le cas des gros aéronefs) et les techniques de conception des récepteurs, notamment les filtres adaptatifs et diverses techniques d'annulation qui permettent en effet de pallier le brouillage étroit dans la bande. On peut aussi avoir recours aux antennes à orientation de faisceaux avec formation de zéros, qui réduisent le gain d'antenne dans la direction des sources de brouillage sans réduire la puissance des signaux provenant des satellites.

10.5 Intégrité en présence de brouillage

La spécification interdisant la production d'informations trompeuses par les récepteurs du GNSS en présence de brouillage vise à empêcher la production d'informations trompeuses dans les cas éventuels de brouillage non intentionnel. Elle ne s'applique pas expressément aux cas de brouillage intentionnel. Les essais ne permettent pas de vérifier complètement cette spécification, mais les normes pertinentes de performances opérationnelles minimales (MOPS) sur les récepteurs publiées par la RTCA et l'EUROCAE décrivent une méthode acceptable de conformité.

11. ENREGISTREMENT DES PARAMÈTRES GNSS

11.1 Afin de permettre les enquêtes sur les incidents ou les accidents (chapitre 2, § 2.1.4.2 et 2.1.4.3), il est nécessaire d'enregistrer les données GNSS pour le système de renforcement ainsi que pour la constellation satellitaire GNSS de base utilisée pour l'opération. Les paramètres à enregistrer dépendent du type d'opération, du système de renforcement et des éléments de base employés. Tous les paramètres auxquels ont accès les utilisateurs dans une zone de service donnée devraient être enregistrés à des endroits représentatifs de la zone de service.

11.2 Cet enregistrement n'a pas pour but de confirmer indépendamment le bon fonctionnement du GNSS ni de mettre en place un autre niveau de surveillance du système pour détecter des anomalies ou fournir des données d'entrée pour le processus des NOTAM. Il n'est pas nécessaire que le système d'enregistrement soit indépendant du service GNSS et il peut être délégué à d'autres États ou entités. Afin de permettre la reconstruction future des indications de position, de vitesse et de temps fournies par une configuration donnée du GNSS, il est recommandé d'enregistrer les données de façon continue, en général à 1 Hz.

11.3 Dans les systèmes de base du GNSS, il est recommandé d'enregistrer les éléments contrôlés suivants pour tous les satellites visibles :

a) rapport porteuse/densité du bruit (C/N_0) (pour les satellites observés) ;

b) mesures brutes de la phase du code et de la phase de la porteuse utilisées pour les mesures de pseudodistance (pour les satellites observés) ;

c) messages de navigation par satellite diffusés (pour tous les satellites visibles) ;

d) données pertinentes sur l'état du récepteur d'enregistrement.

11.4 Dans le cas du SBAS, il est recommandé d'enregistrer les éléments contrôlés suivants pour tous les satellites du SBAS visibles en plus des éléments contrôlés du système de base du GNSS indiqués ci-dessus :

a) rapport porteuse/densité du bruit (C/N_0) (pour les satellites du SBAS observés) ;

b) mesures brutes de la phase du code et de la phase de la porteuse utilisées pour les mesures de pseudodistance (pour les satellites du SBAS observés) ;

c) messages de données SBAS diffusés ;

d) données pertinentes sur l'état du récepteur.

11.5 Dans le cas du GBAS, il est recommandé d'enregistrer les éléments contrôlés suivants en plus des éléments contrôlés du SBAS et du système de base du GNSS indiqués ci-dessus (au besoin) :

a) niveau de puissance de la VDB ;

b) données sur l'état de la VDB ;

c) messages de données GBAS diffusées.

12. ÉVALUATION DES PERFORMANCES DU GNSS

12.1 L'évaluation des performances du GNSS est une activité périodique autonome qu'un État ou son entité déléguée peut effectuer dans le but de vérifier que les paramètres de performance du GNSS sont conformes aux normes pertinentes de l'Annexe 10. Cette activité peut porter sur la constellation de base, le système de renforcement ou les deux à la fois.

Note.— Le Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS) *(Doc 9849) contient des éléments indicatifs supplémentaires sur l'évaluation des performances du GNSS.*

12.2 Les données décrites à la section 11 peuvent également servir à l'évaluation des performances du GNSS.

13. GNSS ET ACTUALISATION DES BASES DE DONNÉES

Note.— Les dispositions relatives aux données aéronautiques se trouvent à l'Annexe 11, chapitre 2 et à l'Annexe 15, chapitre 3.

13.1 La base de données doit être à jour par rapport au cycle de régularisation et de contrôle de la diffusion des renseignements aéronautiques (AIRAC) en cours, ce qui signifie généralement qu'une base de données actualisée est chargée dans le système tous les 28 jours environ. L'utilisation de bases de données de navigation non à jour doit être évitée.

13.2 Dans certains cas, les opérations peuvent être effectuées en toute sécurité avec une base de données périmée, à condition de suivre un processus et/ou des procédures garantissant la validité des données et approuvés au préalable par l'État.

13.2.1 Ces procédures devraient avoir pour base une des méthodes suivantes :

a) demander à l'équipage de vérifier, avant l'opération projetée, les données essentielles de la base en les confrontant aux dernières publications ; (Cette méthode accroît la charge de travail et n'est pas applicable dans tous les cas.)

b) ne pas respecter l'obligation d'employer une base de données à jour et demander à l'équipage de vérifier fréquemment le contenu de la base utilisée. Cette façon de procéder n'est possible que dans des cas très particuliers, quand l'aéronef évolue dans une zone géographique strictement limitée et contrôlée par un ou des organismes de réglementation qui coordonnent le processus ; ou

c) suivre une autre méthode approuvée, pourvu qu'elle garantisse un niveau de sécurité équivalent.

14. MODÉLISATION DES ERREURS RÉSIDUELLES

14.1 L'application des spécifications d'intégrité du SBAS et du GBAS exige l'utilisation d'un modèle de distribution pour préciser les caractéristiques des erreurs dans le domaine de la pseudodistance. Les modèles HPL/LPL et VPL (voir § 7.5.3) sont construites d'après des modèles des composantes des erreurs (dans le domaine de la pseudodistance), qui sont des distributions normales indépendantes à moyenne nulle. La relation entre ce modèle et la distribution réelle des erreurs doit être définie.

14.2 Une façon de satisfaire aux spécifications relatives au risque de niveau de protection est de définir la variance du modèle (σ^2) pour que la distribution cumulative des erreurs respecte les conditions suivantes :

$$\int_{y}^{\infty} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ and}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ and}$$

où

f(x) = la densité de probabilité de la composante de l'erreur résiduelle de pseudodistance de l'aéronef ; et

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\,dt.$$

14.3 Cette méthode peut être directement appliquée lorsque les composantes de l'erreur ont une densité de probabilité symétrique, unimodale et à moyenne nulle. C'est le cas de la contribution du récepteur à l'erreur de pseudodistance corrigée, étant donné que l'élément embarqué n'est pas soumis aux erreurs de multitrajets résiduelles à faible fréquence.

14.4 Cette méthode peut être adaptée pour les erreurs résiduelles à moyenne non nulle en gonflant la variance du modèle pour compenser l'effet éventuel de la moyenne dans le domaine de la position.

14.5 La vérification des modèles d'erreur de pseudodistance doit prendre en compte plusieurs facteurs, notamment :

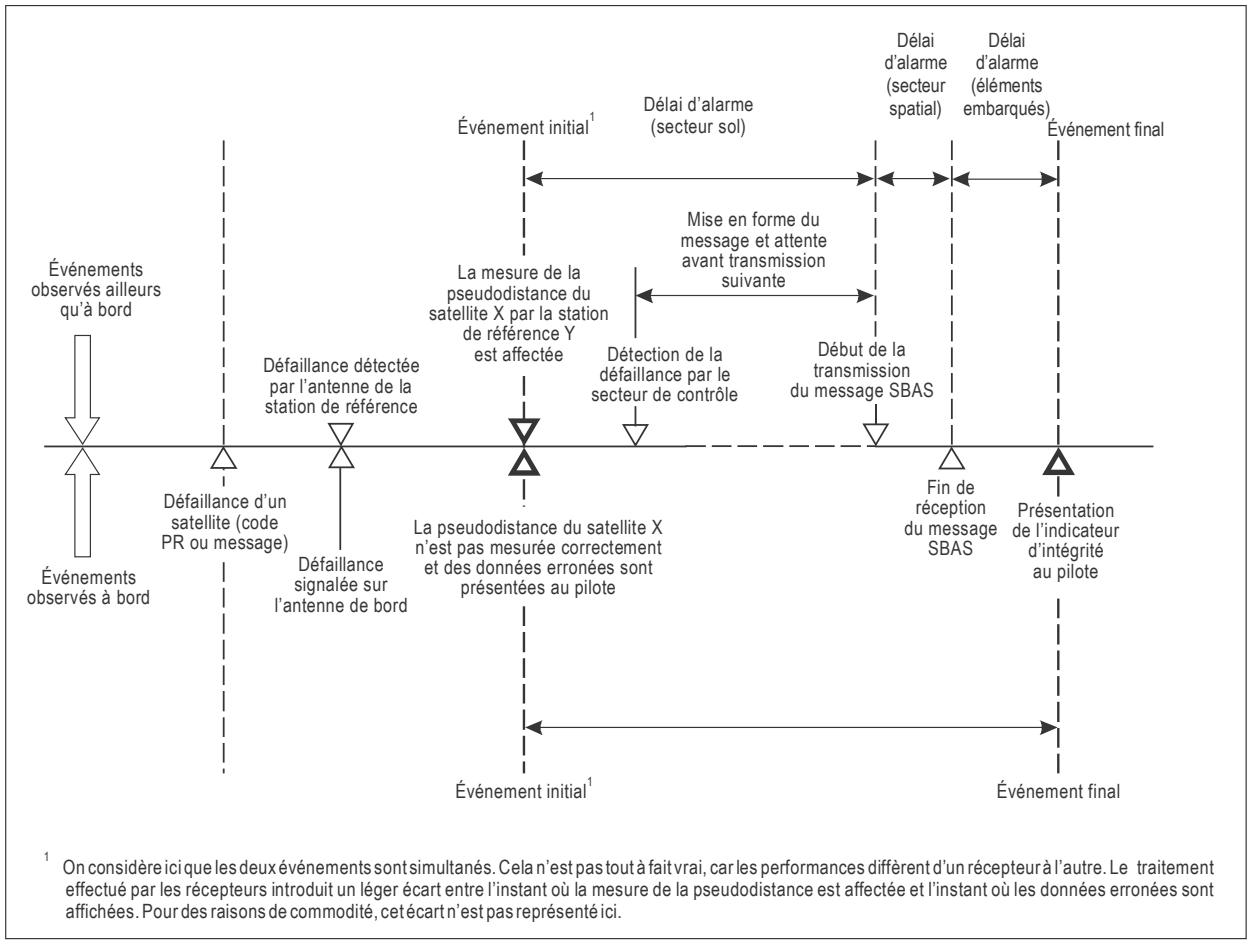
a) la nature des éléments d'erreur ;

b) la taille de l'échantillon permettant d'analyser les données avec la certitude qu'elles sont représentatives, et d'estimer chaque distribution ;

c) le temps de corrélation des erreurs ;

d) la sensibilité de chaque distribution à l'emplacement géographique et au temps.

Figure D-1. ***Réservée***



[1] On considère ici que les deux événements sont simultanés. Cela n'est pas tout à fait vrai, car les performances diffèrent d'un récepteur à l'autre. Le traitement effectué par les récepteurs introduit un léger écart entre l'instant où la mesure de la pseudodistance est affectée et l'instant où les données erronées sont affichées. Pour des raisons de commodité, cet écart n'est pas représenté ici.

Figure D-2. Délai d'alarme SBAS

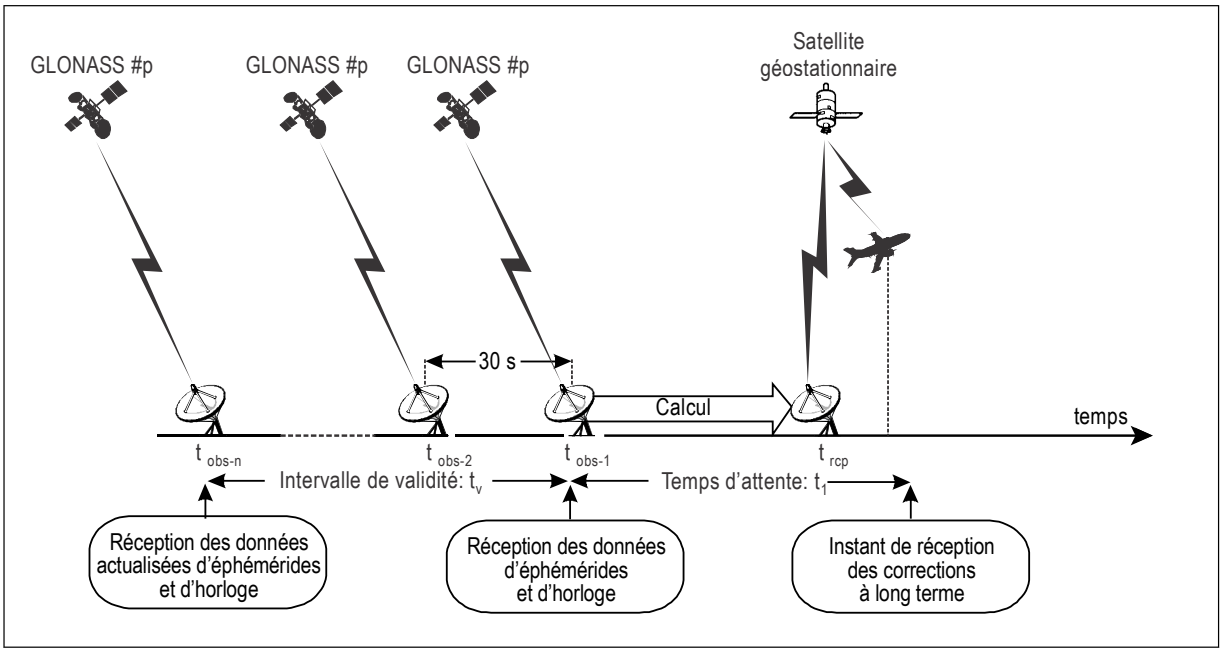


Figure D-3. Temps GLONASS

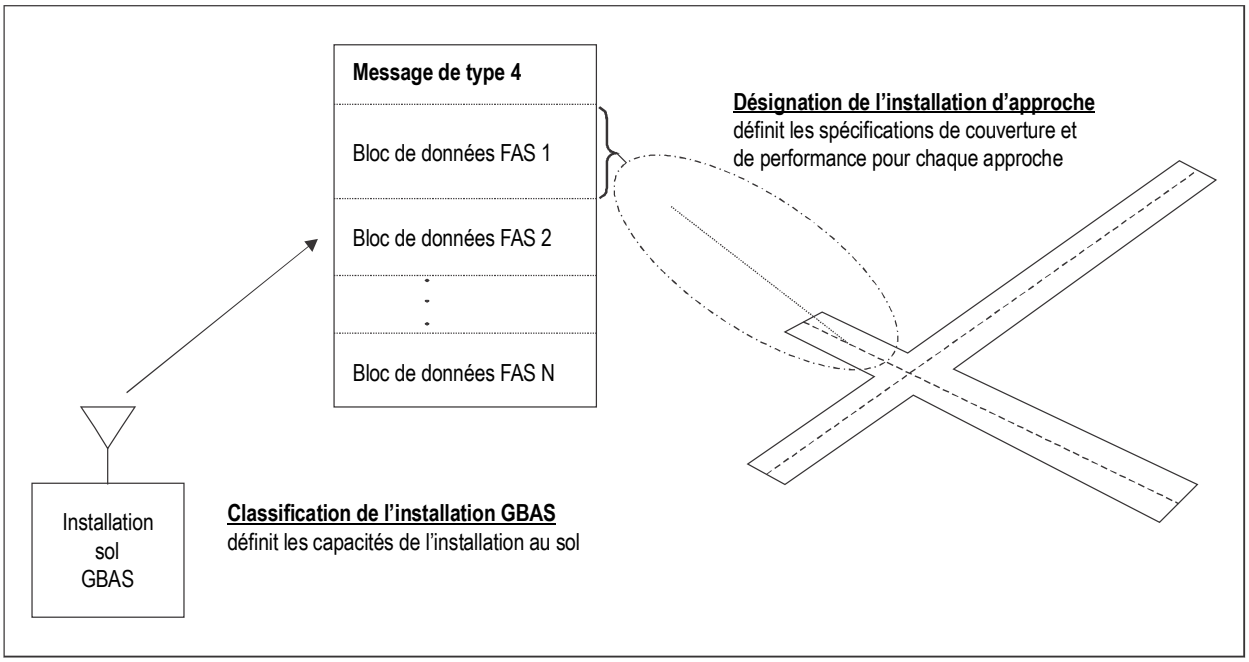
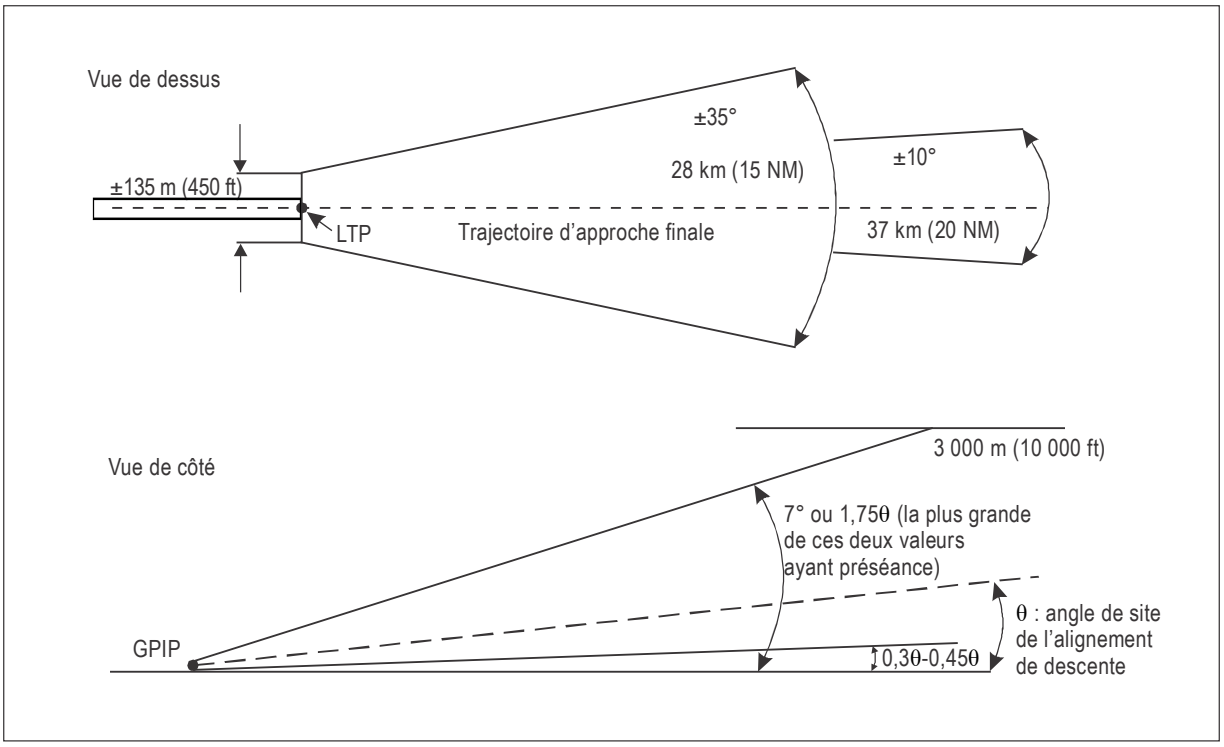


Figure D-4. Rapport entre la classification de l'installation GBAS et la désignation de l'installation d'approche



GPIP — point d'interception de l'alignement de descente
LTP — point de seuil à l'atterrissage

Figure D-5. Volume de service GBAS minimal

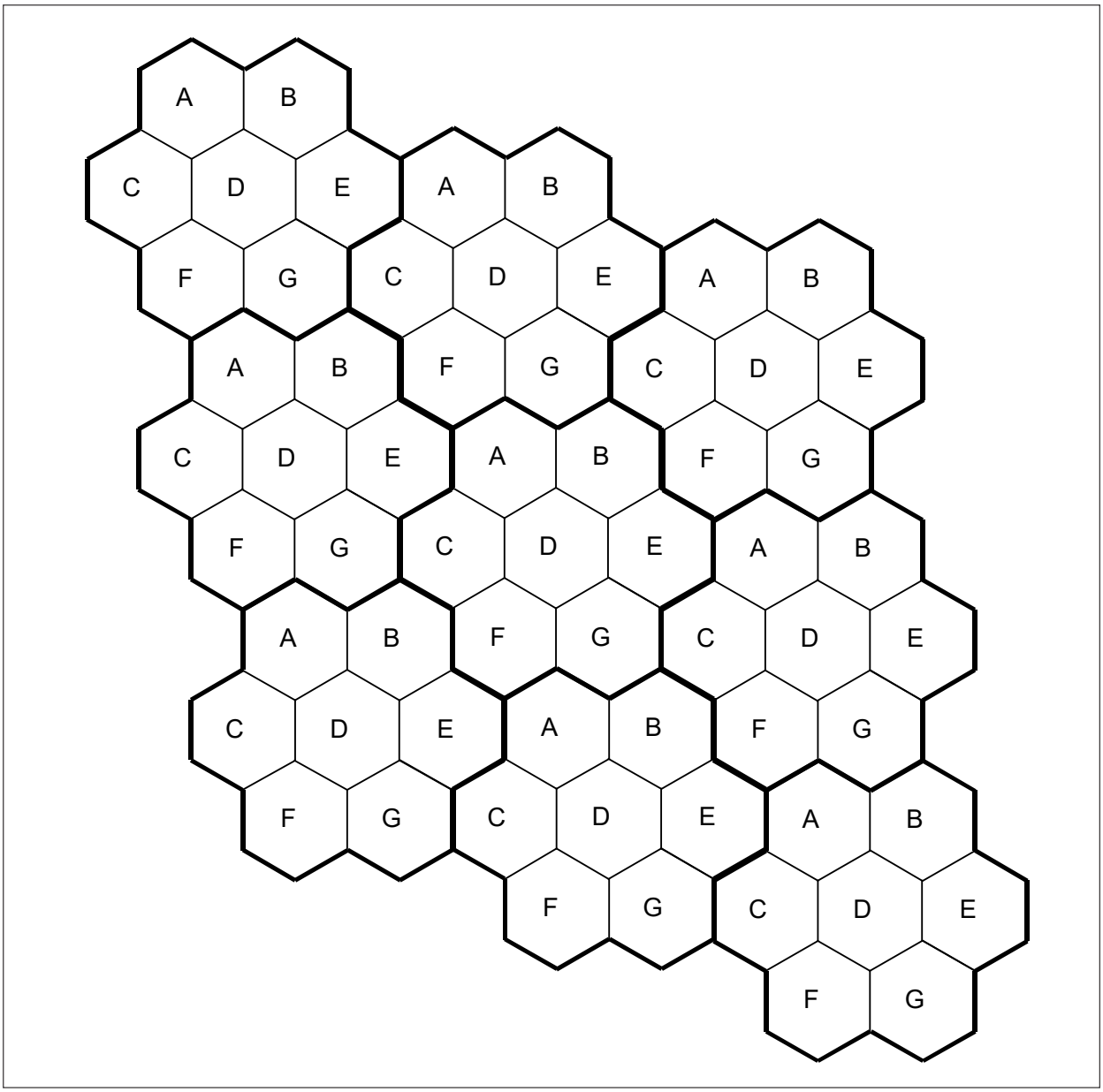


Figure D-5A. Réseau GRAS VHF à fréquence unique utilisant plusieurs créneaux temporels

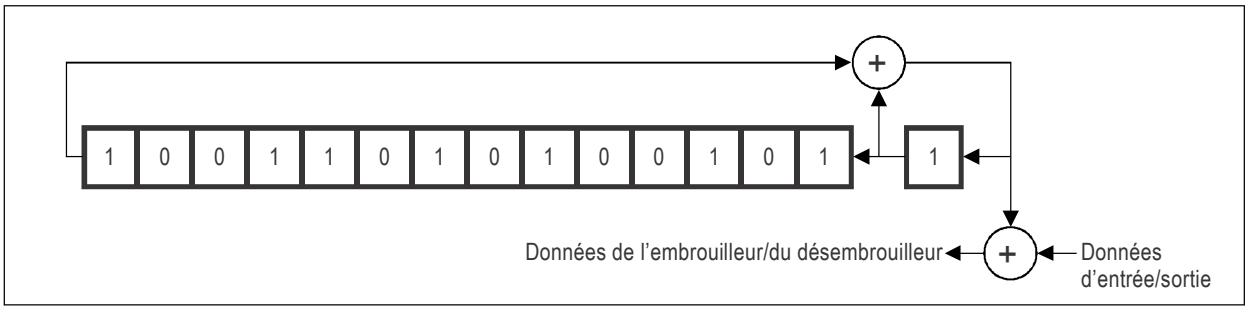


Figure D-6. Embrouilleur/désembrouilleur de bits

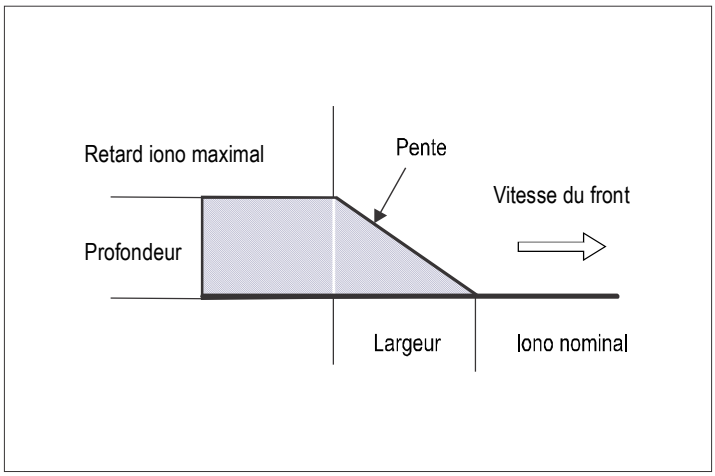


Figure D-7. Modèle d'anomalie ionosphérique sous forme d'une cale qui se déplace

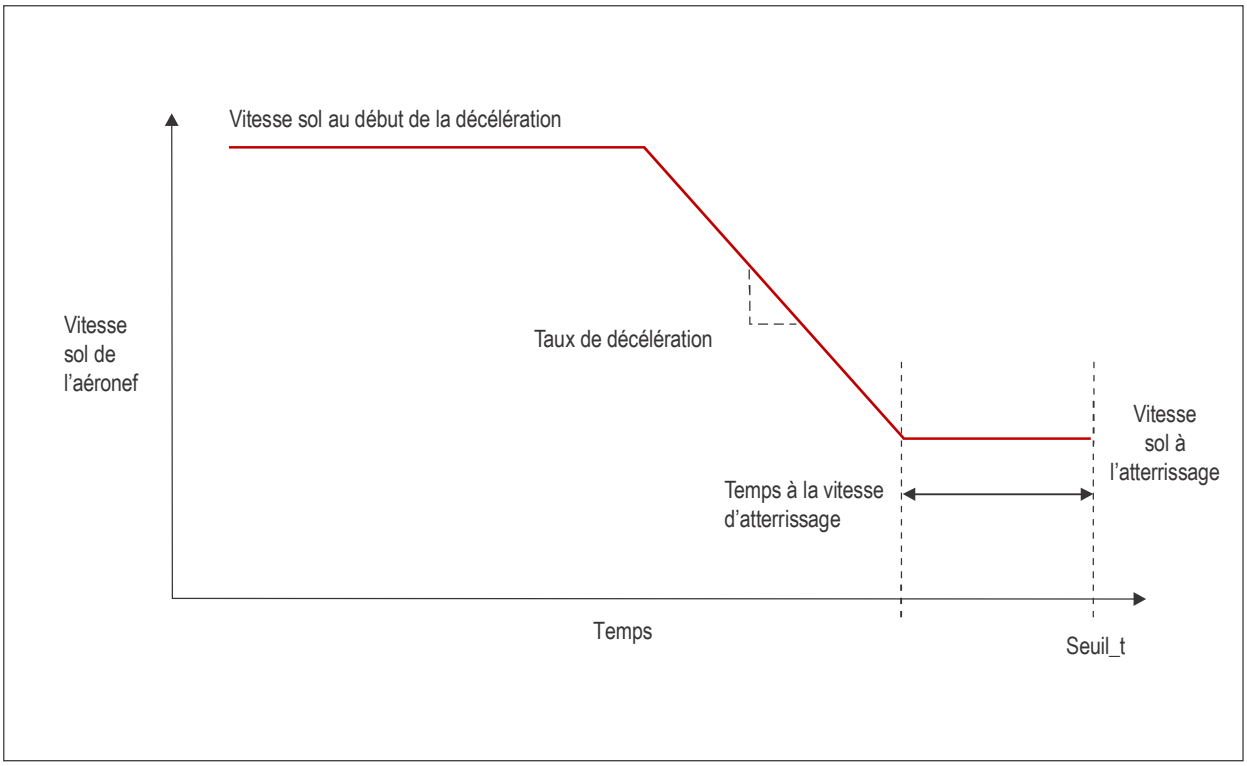


Figure D-8. Modèle de profil de vitesse d'un aéronef

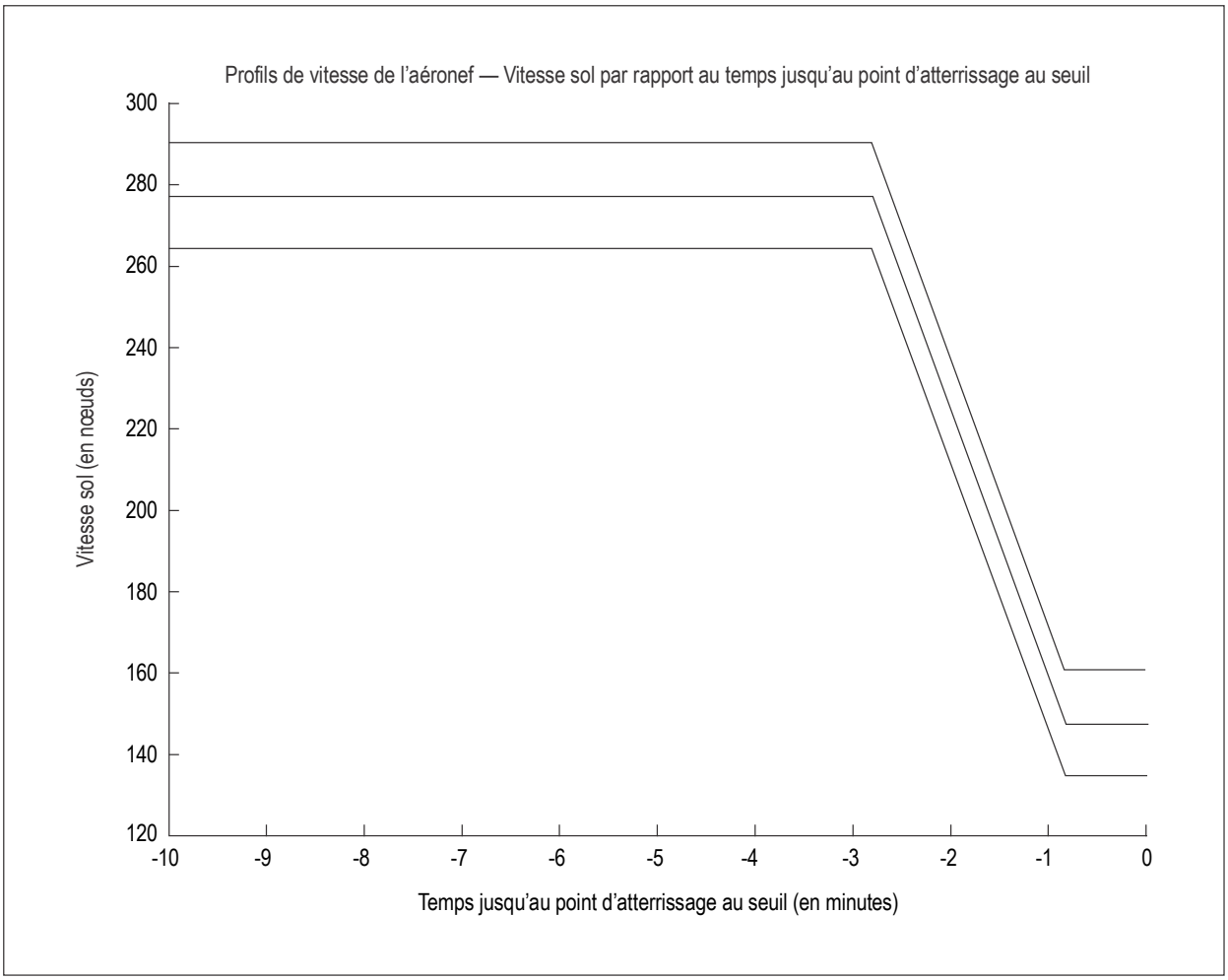


Figure D-9. Famille de profils de vitesse d'un aéronef

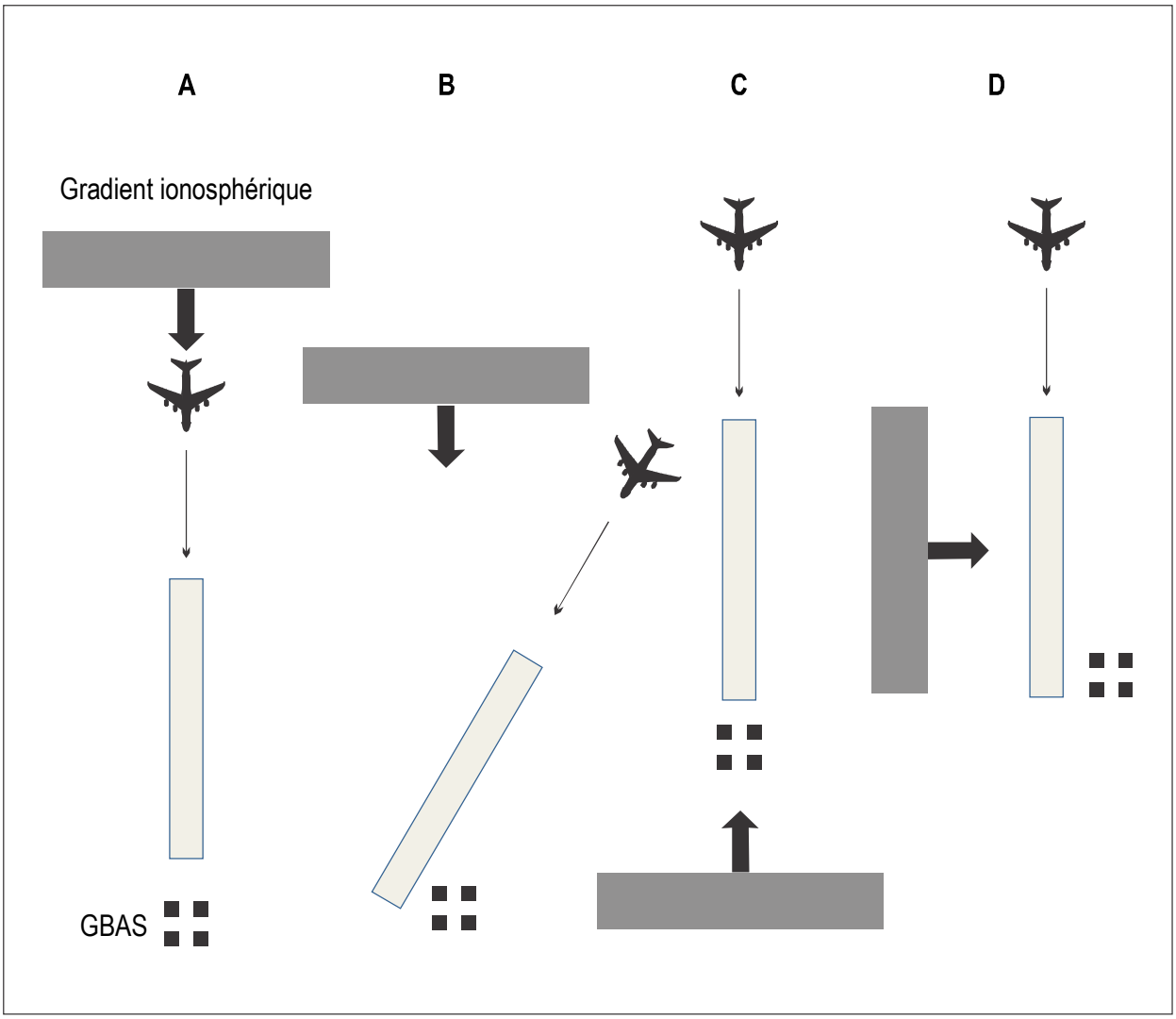


Figure D-10. Orientations du gradient ionosphérique en vol/au sol/à l'approche

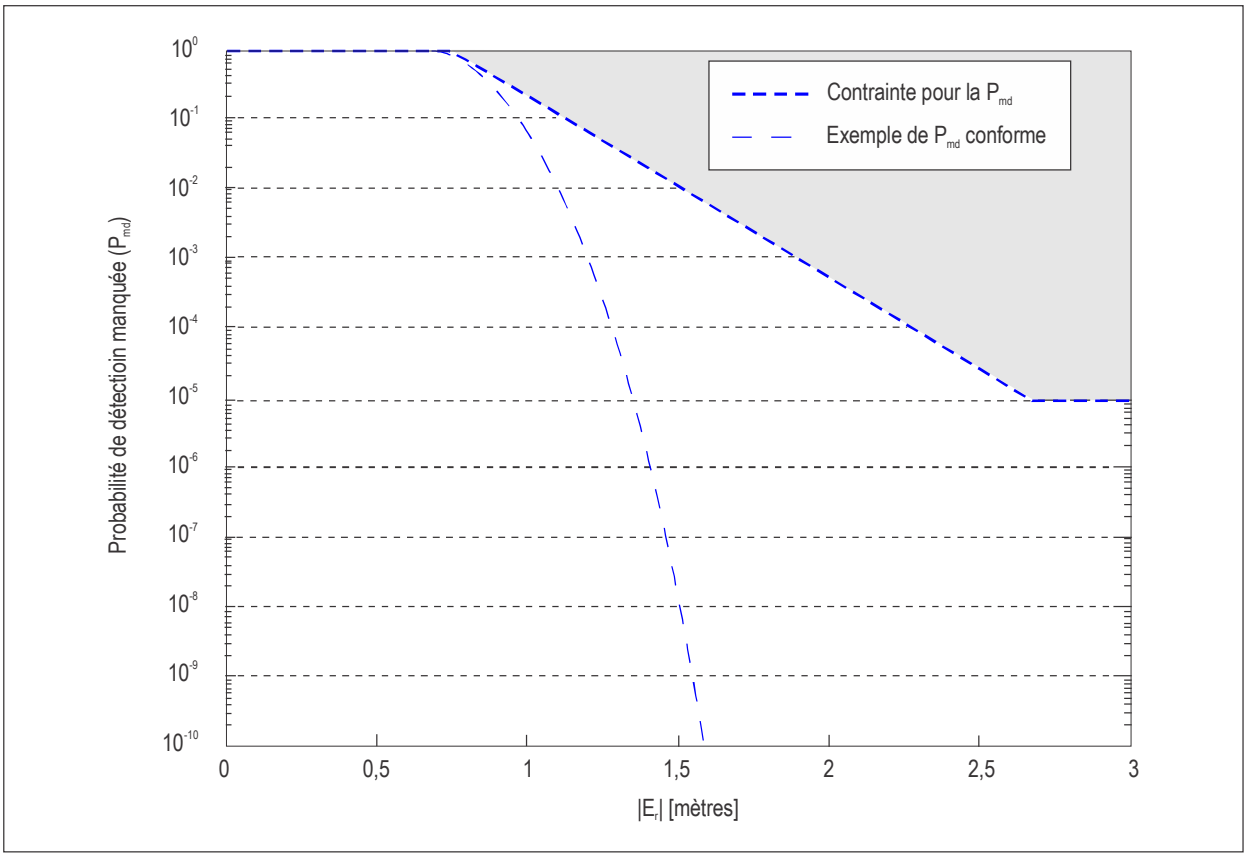
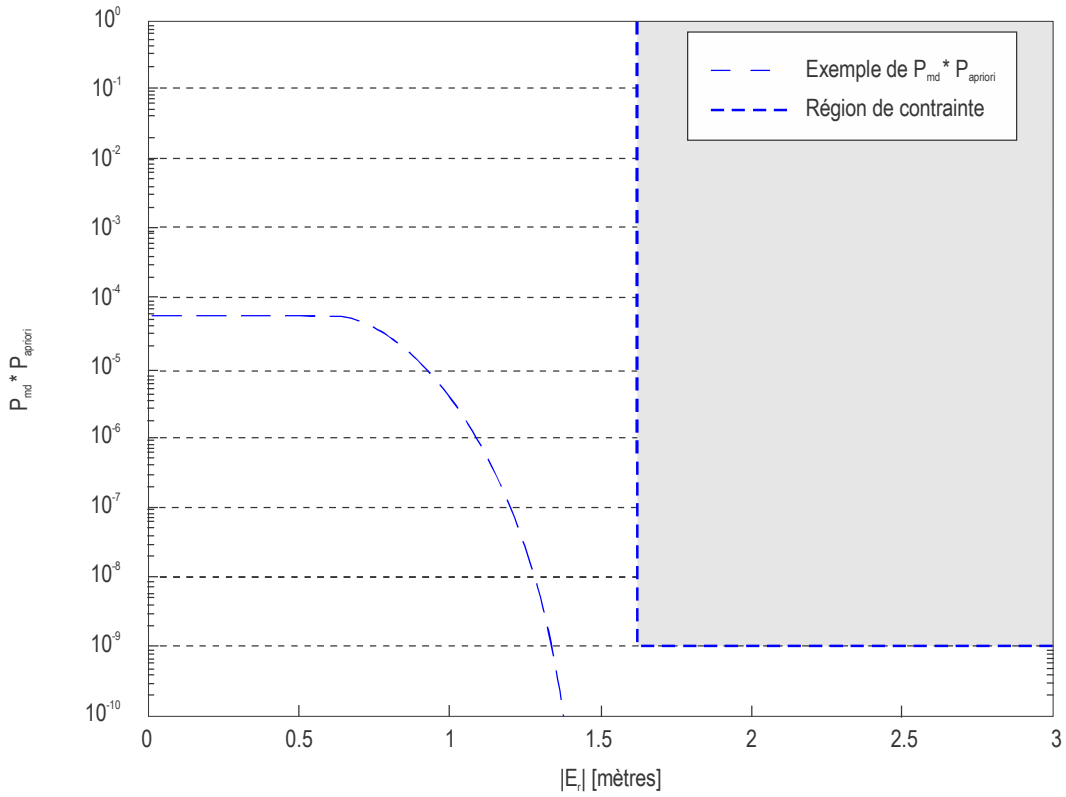


Figure D-11. Exemple de région de contrainte pour la P_{md_limit}



Note — Dans cet exemple, il est supposé que $P_{apriori}$ est égal à $7x10^{-5}$.

Figure D-12. Exemple de contrainte sur la P_{md_limit} avec probabilité a priori

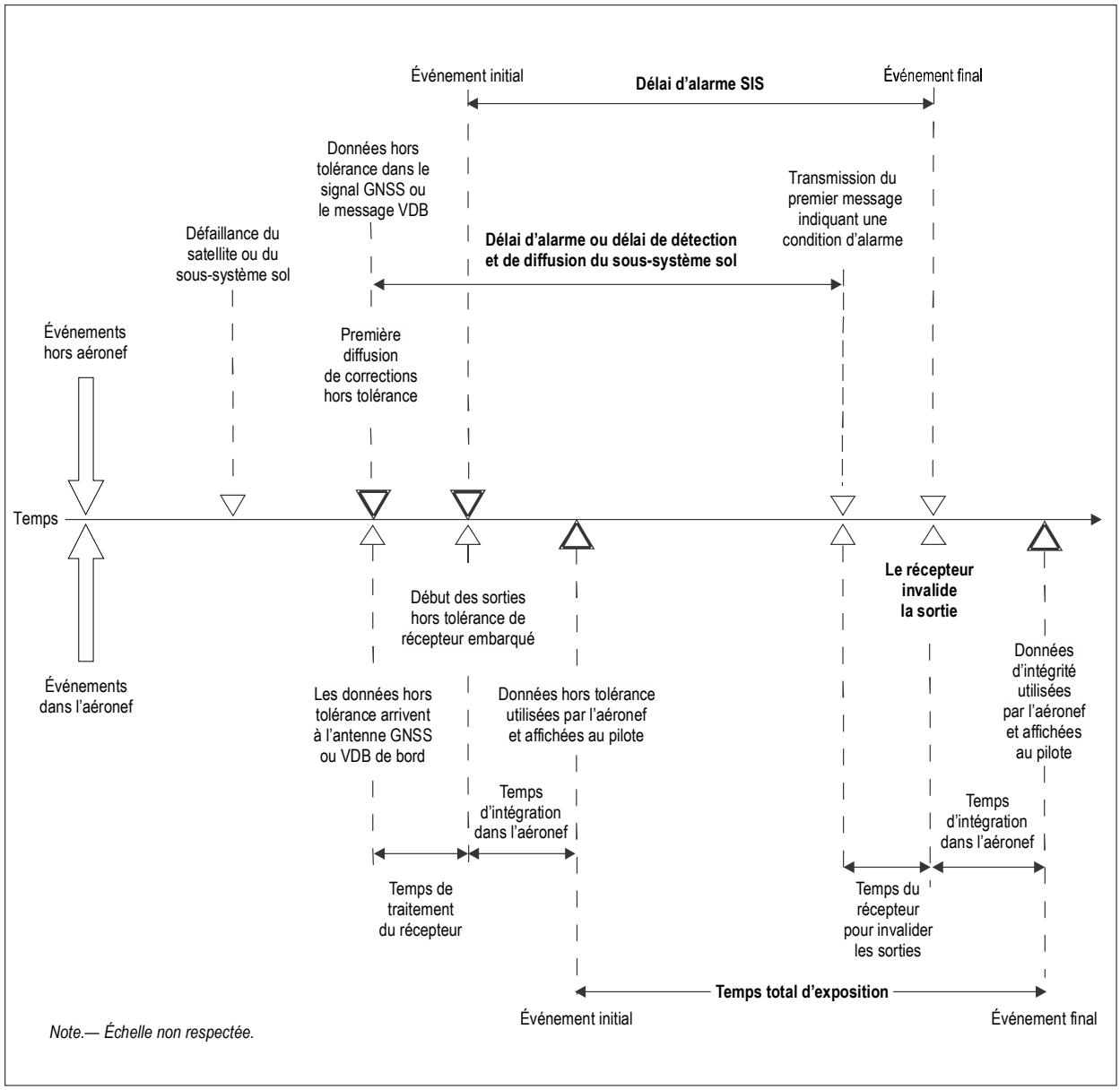


Figure D-13. Illustration du délai d'alarme nominal GBAS

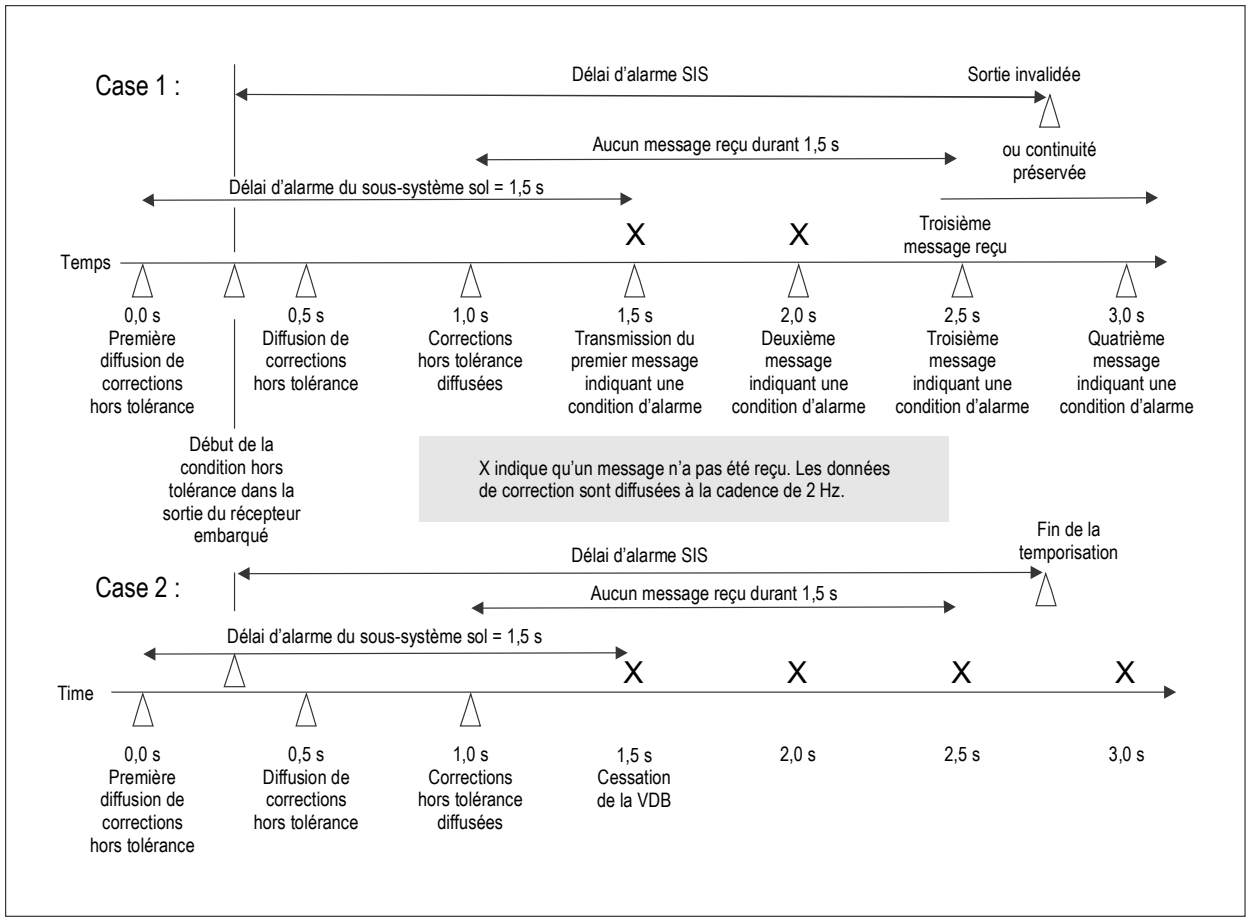
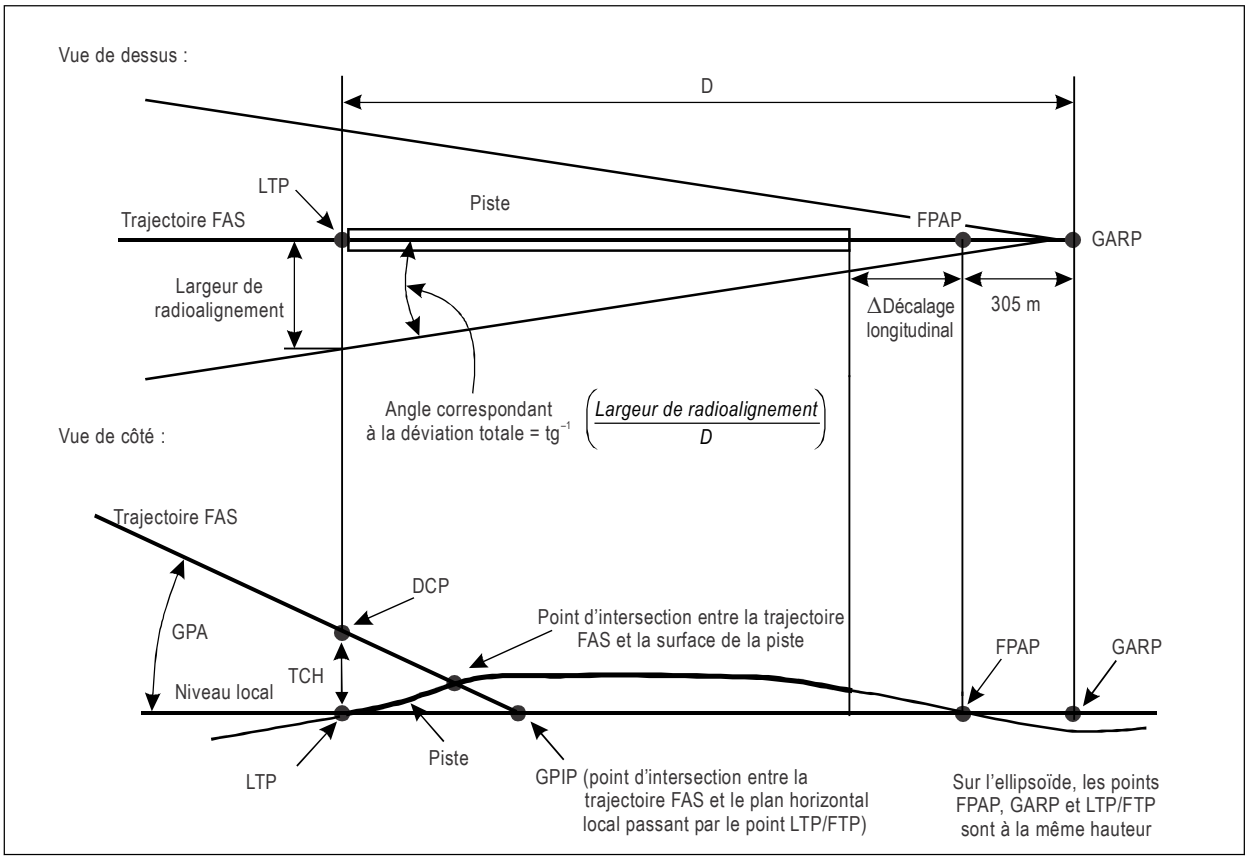
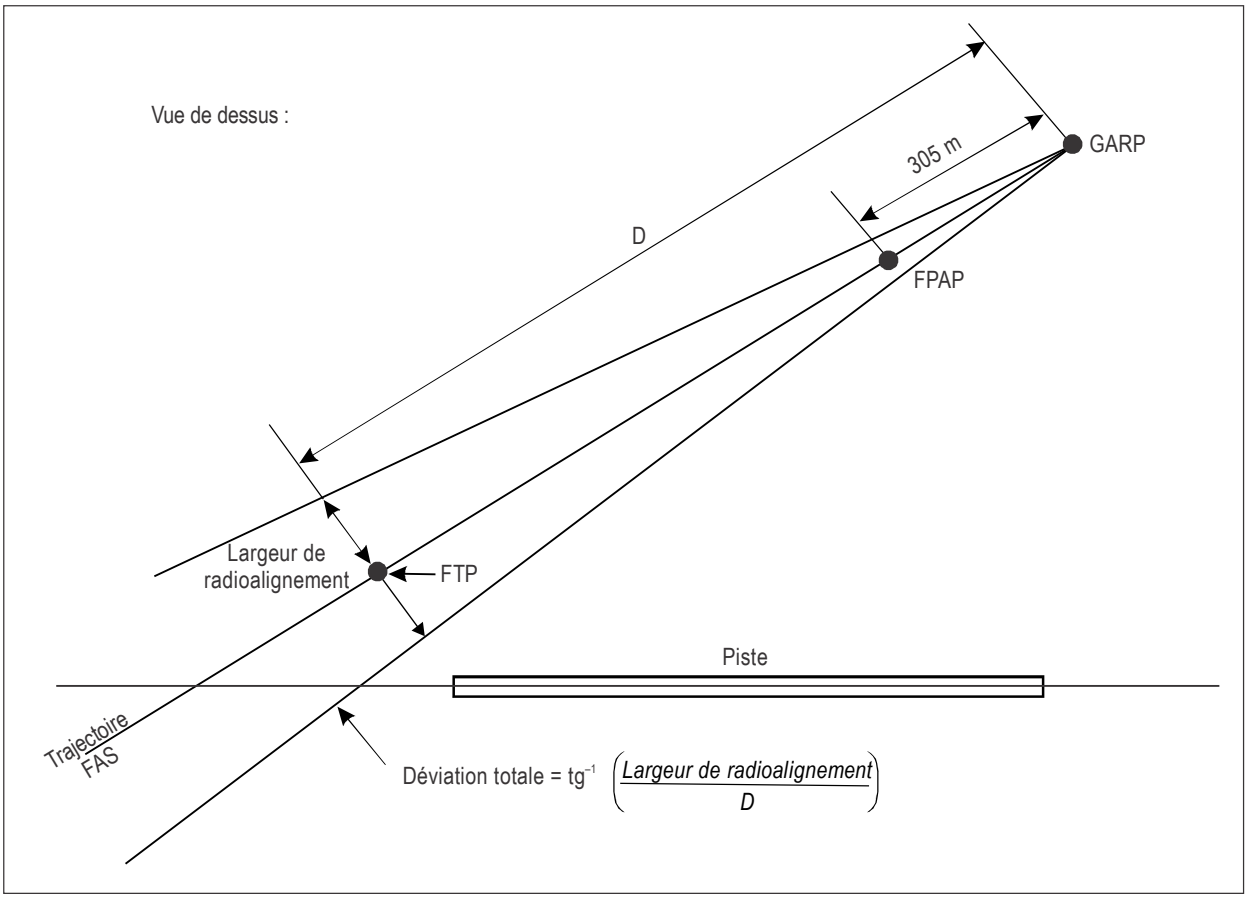


Figure D-14. Effet des messages manqués sur le délai d'alarme GBAS en GAST D au-dessous de 200 ft. Le cas 1 décrit la situation des messages manqués et le cas 2 celle de la cessation de la VDB.



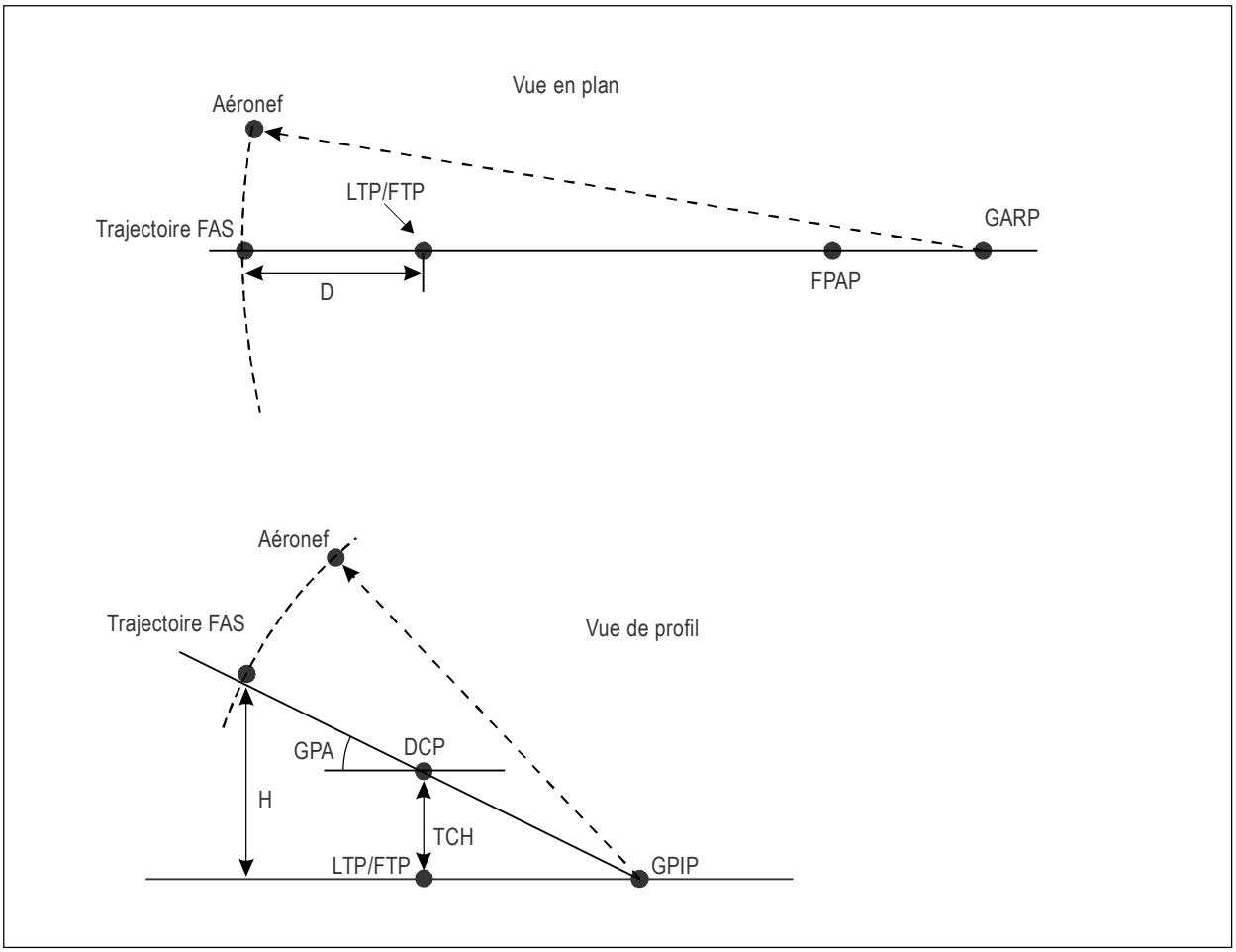
DCP — point de franchissement de référence
FAS — segment d'approche finale
FPAP — point d'alignement de trajectoire de vol
FTP — point de seuil fictif (voir la Figure D-7)
GARP — point de référence en azimut du GNSS
GPA — angle de site de l'alignement de descente
GPIP — point d'interception de l'alignement de descente
LTP — point de seuil à l'atterrissage
TCH — hauteur de franchissement du seuil

Figure D-15. Caractéristiques de la trajectoire FAS



FAS — segment d'approche finale
FPAP — point d'alignement de trajectoire de vol
FTP — point de seuil fictif
GARP — point de référence en azimut du GNSS

Figure D-16. Caractéristiques de la trajectoire FAS dans le cas d'une approche non alignée avec la piste



DCP — point de franchissement de référence
FAS — segment d'approche finale
FPAP — point d'alignement de trajectoire de vol
FTP — point de seuil fictif (voir la Figure D-7)
GARP — point de référence en azimut du GNSS
GPA — angle de site de l'alignement de descente
GPIP — point d'interception de l'alignement de descente
LTP — point de seuil à l'atterrissage
TCH — hauteur de franchissement du seuil

Figure D-17. Définition des paramètres D et H dans le calcul des seuils d'alarme

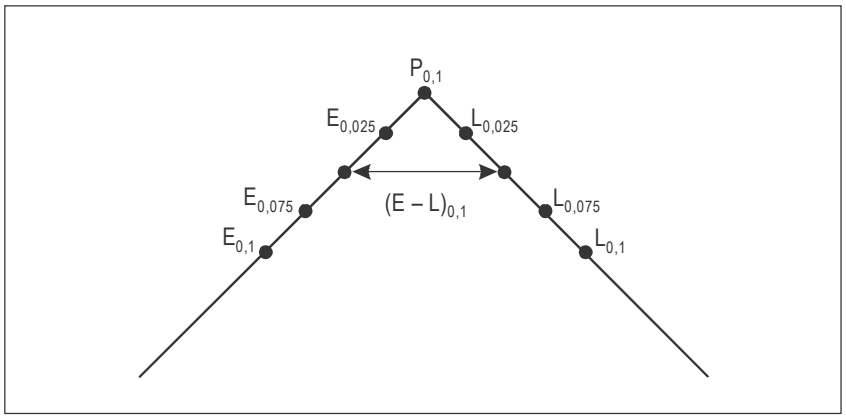


Figure D-18. Crête de corrélation « rapprochée » et valeurs de corrélation mesurées

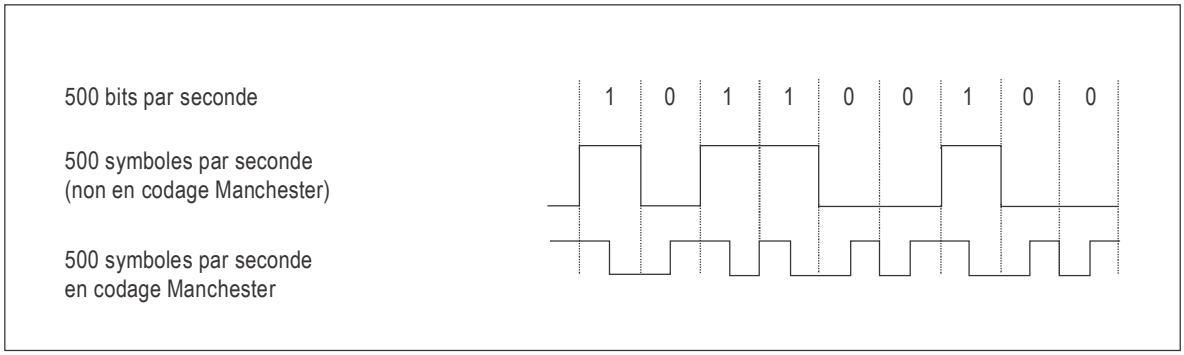


Figure D-19. Codage bi-binaire (Manchester)

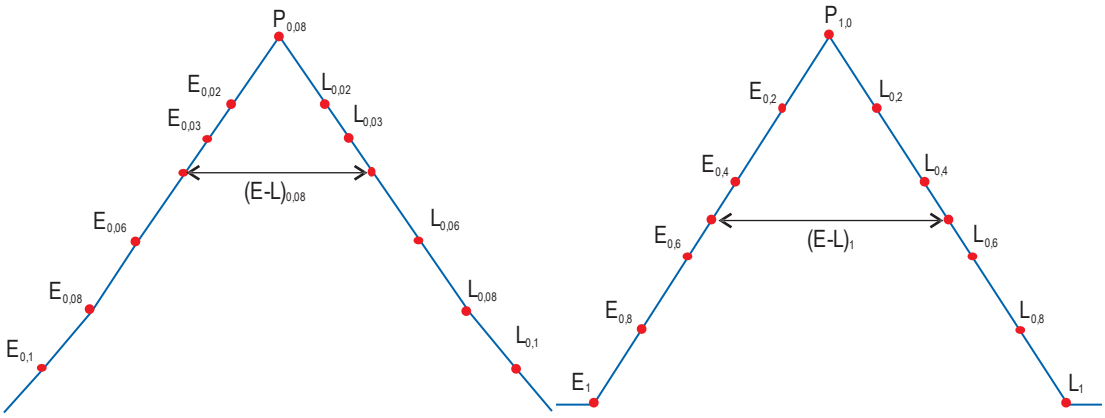


Figure D-20. Sorties de corrélateur pour les signaux Galileo E1-C ou BDS B1C_pilote (à gauche) et Galileo E5a-Q ou BDS B2a_pilote (à droite)

SUPPLÉMENT E. ÉLÉMENTS INDICATIFS SUR LA VÉRIFICATION AVANT LE VOL DE L'ÉQUIPEMENT VOR DE BORD

1. Spécifications relatives à une installation de vérification de l'équipement VOR de bord

1.1 Introduction

Les paragraphes ci-dessous sont destinés à donner des indications aux États qui désirent mettre à la disposition des pilotes un signal pour la vérification avant le vol de l'équipement VOR de bord ; on trouvera ci-dessous les caractéristiques suggérées d'une installation de vérification de l'équipement VOR de bord (VOT).

1.2 Généralités

1.2.1 Un VOT doit être conçu de façon à fournir des signaux capables de faire fonctionner de façon satisfaisante une installation VOR de bord type dans les zones d'un aérodrome qui se prêtent à une vérification avant le vol.

1.2.2 Le VOT doit être construit et réglé de façon que l'indicateur de cap VOR de l'aéronef donne une indication zéro degré « FROM » lorsque l'étalonnage du récepteur n'a pas varié. Cette indication reste constante, quelle que soit l'orientation de l'aéronef par rapport au VOT, dans la zone de couverture choisie.

1.2.3 En raison du mode d'utilisation d'un VOT, il n'est pas absolument indispensable de le doubler d'une installation de secours.

1.2.4 Le VOT doit émettre une fréquence porteuse à laquelle seront appliquées deux modulations distinctes à 30 Hz. Les caractéristiques de ces modulations devraient être identiques à celles des signaux du VOR correspondant à la phase de référence et à la phase variable. Les phases de ces modulations devraient être indépendantes de l'azimut et devraient coïncider à tout moment.

1.3 Fréquence radio

Le VOT fonctionnera dans la bande 108 – 117,975 MHz sur un canal VOR approprié choisi de façon à ne brouiller aucun service de navigation ou de télécommunications VHF. La plus haute fréquence assignable sera de 117,95 MHz. La tolérance de fréquence pour la porteuse sera de ±0,005 %, sauf dans les cas visés aux § 3.3.2.2 et 3.3.2.3 du chapitre 3.

1.4 Polarisation et degré de précision

1.4.1 Les émissions du VOT doivent être polarisées horizontalement.

1.4.2 La précision du « relèvement » fourni par les signaux du VOT devrait être de ±1°.

Note.— Étant donné que les deux modulations de la porteuse sont constamment en phase, la composante de polarisation verticale n'aura pas d'influence sur la précision de l'installation.

1.5 Couverture

1.5.1 La couverture recherchée et, par conséquent, la puissance rayonnée dépendent évidemment dans une grande mesure des conditions locales. Pour certaines installations on pourra se contenter d'une fraction minime d'un watt, tandis que dans d'autres cas, notamment lorsque deux ou plusieurs aérodromes très voisins doivent être desservis par une seule installation de vérification, on pourra avoir besoin d'une puissance rayonnée de plusieurs watts.

1.5.2 Lorsqu'il faut protéger de tout brouillage causé par les VOT les VOR, VOT et radiophares d'alignement de piste ILS fonctionnant sur le même canal, les émissions doivent être limitées au minimum nécessaire pour assurer un fonctionnement satisfaisant et pour garantir qu'il n'y aura pas de brouillage sur les autres installations fonctionnant sur le même canal.

1.6 Modulation

1.6.1 La porteuse, observée en n'importe quel point de l'espace, sera modulée en amplitude par deux signaux de la façon suivante :

a) par une sous-porteuse de 9 960 Hz, d'amplitude constante, modulée en fréquence à 30 Hz, avec un indice de déviation de 16 ± 1 (soit de 15 à 17) ;

b) par une fréquence de 30 Hz.

1.6.2 Le taux de modulation par les fréquences de 9 960 Hz et 30 Hz devrait être dans les limites de 28 % pour chaque élément.

1.6.3 La modulation en fréquence de la sous-porteuse de 9 960 Hz et la modulation en amplitude de la fréquence porteuse devraient avoir leurs fréquences maintenues toutes les deux à la valeur de 30 Hz dans les limites de ±1 %.

1.6.4 La fréquence de la sous-porteuse de 9 960 Hz devrait être maintenue dans les limites de ±1 %.

1.6.5 Le taux de modulation en amplitude de la sous-porteuse à 9 960 Hz, présente à la sortie de l'émetteur, ne devrait pas être supérieur à 5 %.

1.7 Identification

1.7.1 Le VOT devrait transmettre un signal d'identification de 1 020 Hz. Le signal d'identification d'une installation VOT devrait être choisi par l'autorité compétente de façon à caractériser sans aucun risque d'erreur possible le rôle de l'installation de vérification et, si nécessaire, son emplacement.

Note.— Un État utilise actuellement une série continue de points pour identifier les installations VOT dont la couverture est limitée à un seul aérodrome.

1.7.2 Le taux de modulation de la porteuse par le signal d'identification devrait être d'environ 10 %.

1.8 Contrôle

1.8.1 Fondamentalement, le VOT n'a pas besoin de contrôle automatique continu, pourvu que les modulations AM et FM de 30 Hz soient maintenues rigoureusement en phase par un dispositif mécanique, et qu'un équipement soit prévu pour l'inspection et le contrôle à distance périodique de l'état de fonctionnement du VOT.

1.8.2 La réalisation d'un contrôle automatique peut doubler le coût d'une installation VOT et pour cette raison beaucoup d'administrations se contenteront probablement d'une surveillance à distance par un point de contrôle. Toutefois, si un État décide, compte tenu de l'usage qui doit être fait d'un VOT, de lui associer un contrôle automatique, celui-ci devrait posséder les caractéristiques suivantes : le dispositif devrait transmettre un avertissement en un point de contrôle et interrompre l'émission lorsque se produit l'une quelconque des irrégularités suivantes :

a) décalage du « relèvement » transmis par le VOT, supérieur à 1° à l'endroit où est installé le dispositif de contrôle ;

b) réduction de plus de 50 % du niveau des modulations de 9 960 Hz ou 30 Hz, à l'endroit où est installé le dispositif de contrôle.

Les pannes du dispositif de contrôle devraient entraîner automatiquement la suppression des émissions.

2. Choix et utilisation des points de vérification VOR aux aérodromes

2.1 Généralités

2.1.1 Lorsqu'un VOR est favorablement situé par rapport à un aérodrome, la vérification avant le vol de l'équipement VOR de bord peut être facilitée s'il existe des points de vérification convenablement étalonnés et signalés en différents endroits de l'aérodrome.

2.1.2 En raison de la grande variété de situations possibles, on peut difficilement énoncer des spécifications ou des méthodes normalisées pour le choix des points de vérification VOR aux aérodromes. Cependant, les États qui désirent fournir cette aide aux pilotes pourront s'inspirer des considérations ci-après.

2.2 Emplacement des points de vérification

2.2.1 La puissance du signal de l'installation VOR voisine doit être suffisante pour faire fonctionner une installation VOR de bord type. En particulier le courant du dispositif avertisseur doit être assez intense pour assurer le retrait complet du drapeau.

2.2.2 Dans la mesure où ils ne risquent pas de gêner l'exploitation, les points de vérification devraient être situés à bonne distance de tout bâtiment ou de tout objet réfléchissant (fixe ou mobile) de nature à détériorer la précision ou la stabilité du signal VOR.

2.2.3 Le relèvement VOR observé à chaque point de vérification devrait, dans les conditions idéales, ne pas s'écarter de ±1,5° du relèvement déterminé avec précision par des levés topographiques.

Note.— Cette valeur (±1,5°) n'influe pas directement sur l'exploitation, étant donné que le relèvement observé sera le relèvement publié. Cependant, si l'on observe un écart plus élevé, il y a risque de mauvaise stabilité du signal.

2.2.4 Les renseignements VOR aux points choisis ne devraient être utilisés pour l'exploitation qu'à la condition de correspondre régulièrement, à 2° près, au relèvement publié. La stabilité des renseignements VOR aux points choisis devrait

être vérifiée périodiquement au moyen d'un récepteur étalonné afin de s'assurer que la tolérance de ±2° est satisfaite quelle que soit l'orientation de l'antenne réceptrice VOR.

Note.— La tolérance de ±2° se rapporte à la régularité des renseignements obtenus aux points choisis et comprend une petite tolérance sur la précision du récepteur VOR étalonné utilisé au point de vérification. Ce chiffre de 2° n'est lié à aucun critère d'acceptation ou de refus d'une installation VOR de bord ; ces derniers critères sont déterminés par les administrations et les usagers compte tenu de l'utilisation prévue.

2.2.5 Les points de vérification capables de répondre aux conditions ci-dessus devraient être choisis en consultation avec les exploitants d'aéronefs intéressés. Il est généralement souhaitable de prévoir des points de vérification aux aires d'attente, aux extrémités de piste et dans les zones d'entretien et de chargement.

2.3 Signalisation des points de vérification VOR

Chaque point de vérification VOR doit être signalé de façon clairement reconnaissable. Cette signalisation doit annoncer le relèvement VOR que le pilote devrait lire sur son équipement de bord si celui-ci fonctionne correctement.

2.4 Utilisation des points de vérification VOR

La précision avec laquelle un pilote doit placer son aéronef par rapport au point de vérification dépend de la distance qui sépare celui-ci de la station VOR. Lorsque la station VOR est relativement proche du point de vérification, le pilote doit veiller tout particulièrement à placer l'antenne réceptrice VOR de bord à la verticale du point de vérification.

SUPPLÉMENT F. ÉLÉMENTS INDICATIFS CONCERNANT LA FIABILITÉ ET LA DISPONIBILITÉ DES MOYENS DE RADIOCOMMUNICATION ET DES AIDES RADIO À LA NAVIGATION

1. Introduction et notions fondamentales

Le présent supplément vise à donner des éléments indicatifs qui pourraient aider les États membres à assurer aux installations le degré de fiabilité et de disponibilité correspondant aux besoins de leur exploitation.

Les éléments fournis dans le présent supplément le sont à titre indicatif et dans un but de précision et ne doivent pas être considérés comme faisant partie des normes et pratiques recommandées de cette Annexe.

1.1 Définitions

Défaillance d'une installation. Toute circonstance imprévue qui se traduit par le fait qu'une installation ne fonctionne pas dans les limites des tolérances spécifiées pendant une durée qui présente une certaine importance pour l'exploitation.

Disponibilité de l'installation. Rapport entre la durée de fonctionnement réelle et la durée de fonctionnement spécifiée.

Fiabilité de l'installation. Probabilité que l'installation au sol fonctionne dans les limites des tolérances spécifiées.

Note.— Cette définition suppose la probabilité que l'installation fonctionnera pendant une durée spécifiée.

Fiabilité du signal. Probabilité qu'un signal de caractéristiques spécifiées soit à la disposition des aéronefs.

Note.— Cette définition suppose la probabilité que le signal soit présent pendant une durée spécifiée.

Moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF). Quotient de la durée de fonctionnement réelle d'une installation par le nombre total de défaillances de cette installation au cours d'une certaine période de temps.

Note.— La durée de fonctionnement devrait être généralement choisie de manière à inclure au moins cinq défaillances de l'installation, et davantage de préférence, de façon que l'on puisse raisonnablement se fier au chiffre ainsi obtenu.

1.2 Fiabilité de l'installation

1.2.1 La fiabilité d'une installation résulte de la combinaison de plusieurs facteurs. Ces facteurs sont variables et peuvent être réglés individuellement de façon à obtenir au total une réponse optimale aux besoins et aux conditions d'un milieu donné. Par exemple, on peut compenser dans une certaine mesure une fiabilité réduite en prévoyant un personnel d'entretien plus nombreux et/ou une redondance d'équipement. De même, une qualification professionnelle médiocre du personnel d'entretien peut être compensée par le recours à un équipement conçu pour présenter une sécurité extrêmement élevée.

1.2.2 La formule ci-après exprime la fiabilité de l'installation sous forme de pourcentage :

$$R = 100\ \mathrm{e}^{-t/m}$$

où

R = fiabilité (probabilité qu'une installation soit en état de fonctionner pendant une période t dans les limites des tolérances spécifiées, également appelée probabilité de survivance P_s) ;

e = base des logarithmes népériens ;

t = période de référence ;

m = MTBF.

On voit que la fiabilité augmente avec la moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF). Pour obtenir une grande fiabilité avec des valeurs de t qui présentent de l'intérêt du point de vue de l'exploitation, il faut que la MTBF soit grande ; cette moyenne est donc une autre façon, plus pratique, d'exprimer la fiabilité.

1.2.3 Il ressort de résultats expérimentaux que la formule ci-dessus est valable pour la majorité des équipements électroniques dans lesquels les défaillances sont conformes à une répartition de Poisson. Elle ne sera pas applicable au début de la vie de l'équipement lorsqu'il se produit un nombre relativement élevé de défaillances prématurées d'éléments constituants ; elle ne sera pas valable non plus lorsque la durée de vie utile de l'équipement est près de s'achever.

1.2.4 Dans de nombreux types d'installations qui utilisent un équipement classique (type à lampes sous vide), on a obtenu régulièrement des valeurs de la MTBF de 1 000 h ou plus. La signification d'une MTBF de 1 000 h apparaît clairement si l'on sait qu'elle correspond à une fiabilité d'environ 97,5 % pour 24 h (autrement dit, que la probabilité qu'une défaillance de l'installation se produise pendant une période de 24 h est d'environ 2,5 %).

1.2.5 La figure F-1 montre la probabilité pour qu'il y ait survivance de l'installation (P_s) après une période type, t, pour différentes valeurs de la MTBF.

Note.— Il convient de noter que la probabilité de survivance à une période de temps égale à la MTBF est seulement de 0,37 (37 %) ; il ne faudrait donc pas croire que la MTBF correspond à une période exempte de défaillances.

1.2.6 On verra qu'en ajustant la MTBF on obtient le degré de fiabilité désiré. Les facteurs qui influencent la MTBF et, par conséquent, la fiabilité de l'installation sont :

a) la fiabilité intrinsèque de l'équipement ;

b) le degré et le type de redondance ;

c) la fiabilité des moyens connexes tels que les lignes d'alimentation et les lignes de téléphone ou de commande ;

d) le degré et la qualité de l'entretien ;

e) les conditions de milieu comme la température et l'humidité.

1.3 Disponibilité de l'installation

1.3.1 La disponibilité peut être exprimée comme étant le rapport, multiplié par 100, entre la durée de fonctionnement réelle et la durée de fonctionnement spécifiée, sur une longue période,

soit :

$$A = \frac{\text{durée de fonctionnement réelle} \times 100}{\text{durée de fonctionnement spécifiée}}$$

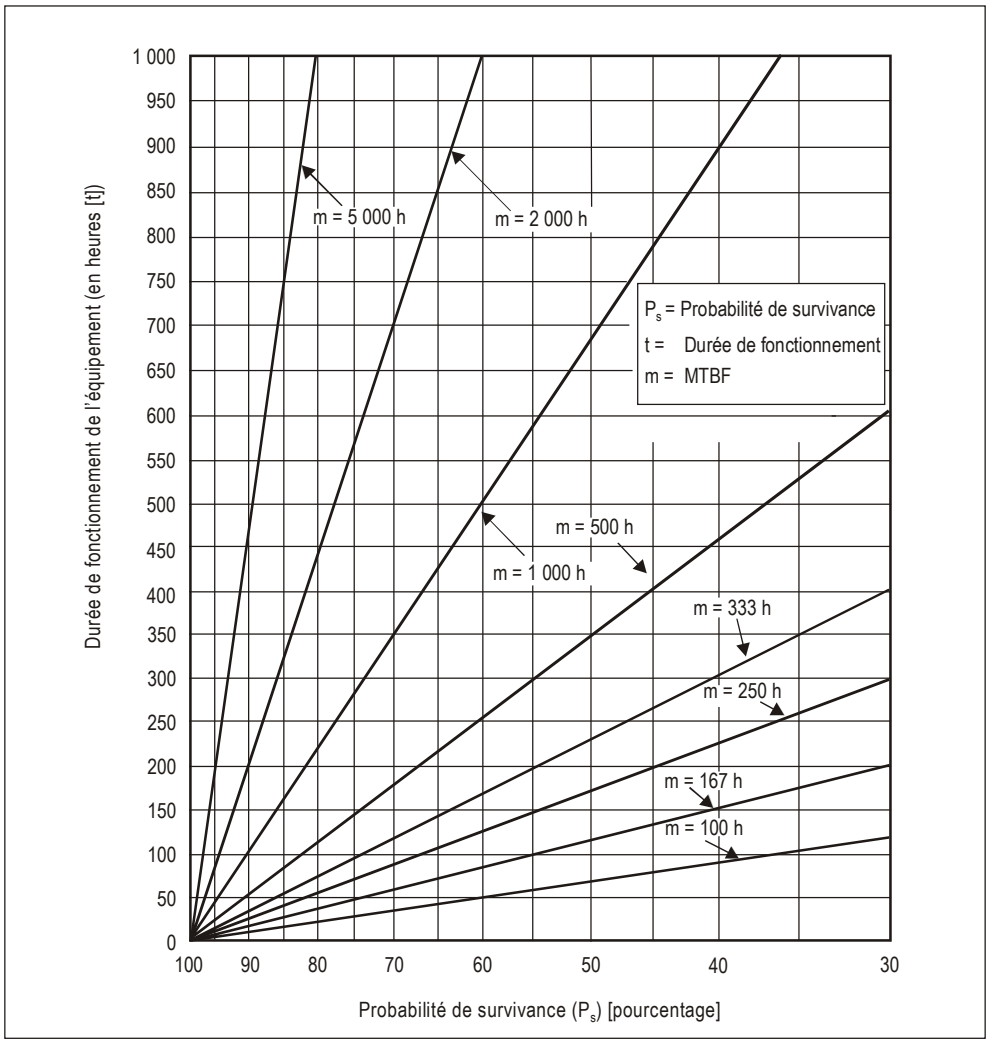


Figure F-1. Graphique de $P_s = 100\ e^{-t/m}$

Par exemple, si une installation fonctionnait normalement pendant un total de 700 h sur un mois de 720 h, la disponibilité serait de 97,2 % pour ce mois.

1.3.2 Les principaux facteurs d'un degré élevé de disponibilité sont les suivants :

a) fiabilité de l'installation ;

b) intervention rapide du personnel d'entretien en cas de défaillance ;

c) formation convenable du personnel d'entretien ;

d) conception de l'équipement permettant d'avoir accès facilement aux éléments et de les entretenir aisément ;

e) appui logistique efficace ;

f) existence d'un équipement de vérification convenable ;

g) équipement et/ou moyens connexes de secours.

2. Aspects pratiques de la fiabilité et de la disponibilité

2.1 Mesure de la fiabilité et de la disponibilité

2.1.1 *Fiabilité.* La valeur que l'on obtient dans la pratique pour la MTBF doit nécessairement être une estimation, puisque la mesure devra être faite sur une période de temps finie. La mesure de la MTBF sur des périodes de temps finies permettra aux administrations de déterminer les variations de la fiabilité de leurs installations.

2.1.2 *Disponibilité.* La disponibilité est également importante en ce qu'elle donne une indication de la mesure dans laquelle une installation (ou un groupe d'installations) est à la disposition des usagers. La disponibilité est directement liée à l'efficacité avec laquelle on rétablit le service normal des installations.

2.1.3 Les qualités de base et le mode de mesure de ces quantités sont indiqués à la figure F-2. Cette figure n'a pas pour but de représenter une situation typique, qui ferait normalement intervenir un plus grand nombre de périodes d'inactivité pendant la durée de fonctionnement spécifiée. Il faut également observer que, pour obtenir les valeurs les plus significatives de la fiabilité et de la disponibilité, il faut effectuer les mesures sur une durée de fonctionnement spécifiée aussi longue que possible.

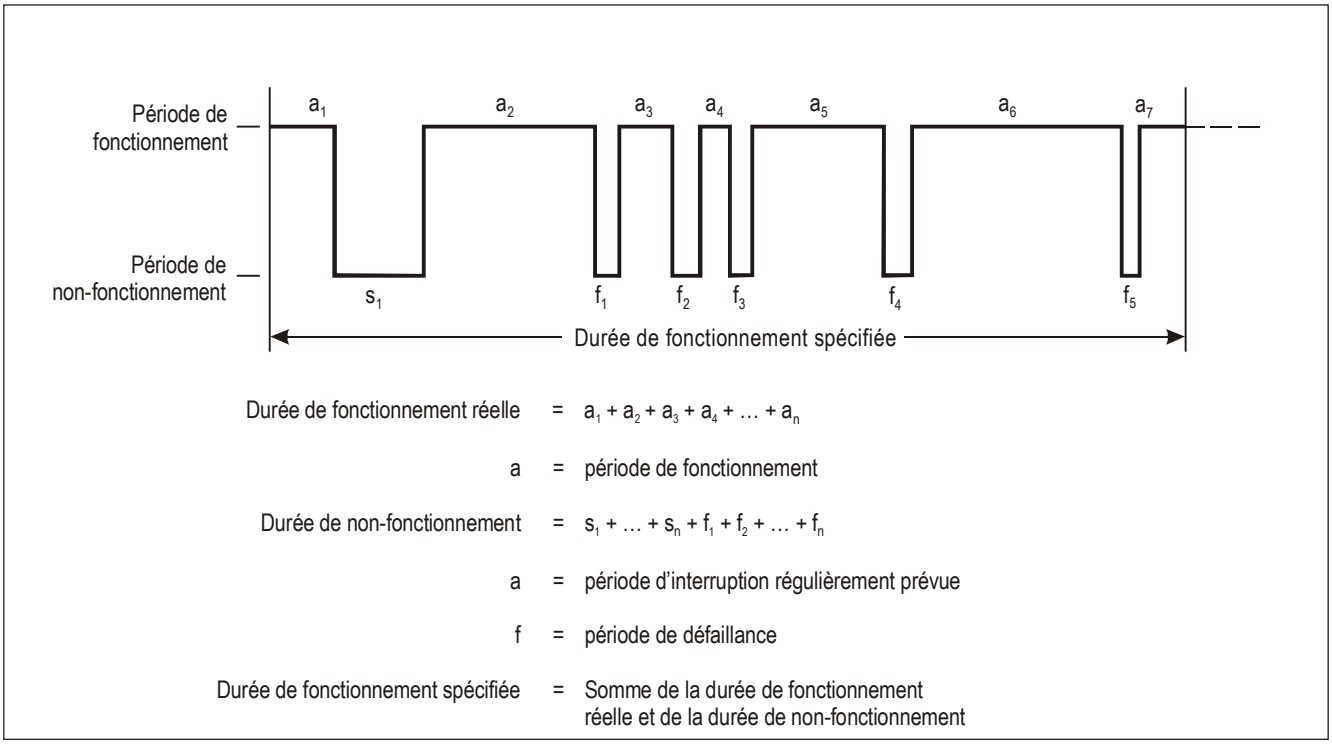


Figure F-2. Évaluation de la disponibilité et de la fiabilité de l'installation

2.1.4 En utilisant les quantités indiquées dans la figure F-2 qui comprend une période d'interruption régulièrement prévue et cinq périodes de défaillance, on peut calculer la moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) et la disponibilité (A) de la façon suivante :

Posons :

$a_1 + a_2 + a_3 + a_4 + a_5 + a_6 +$	a_7 =	5 540	h
	s_1 =	20	h
	f_1 =	2½	h
	f_2 =	6¼	h
	f_3 =	3¾	h
	f_4 =	5	h
	f_5 =	2½	h
Durée du fonctionnement spécifiée	=	5 580	h

$$\text{MTBF} = \frac{\text{Durée de fonctionnement réelle}}{\text{Nombre de défaillances}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{7} a_1}{5}$$

$$= \frac{5\,540}{5} = 1\,108 \text{ h}$$

$$\text{A} = \frac{\text{Durée de fonctionnement réelle} \times 100}{\text{Durée de fonctionnement spécifiée}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{7} a_i \times 100}{\sum_{i=1}^{7} a_i + s_1 + \sum_{i=1}^{5} f_i}$$

$$= \frac{5\,540}{5\,580} \times 100 = 99{,}3\ \%$$

SUPPLÉMENT G. RENSEIGNEMENTS ET ÉLÉMENTS INDICATIFS LIÉS À L'APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES SUR LE MLS

1. Définitions

(voir aussi chapitre 3, § 3.11.1)

Niveau dynamique des lobes secondaires. Niveau dépassé pendant 3 % du temps par le diagramme de rayonnement en champ lointain de l'antenne de balayage, en dehors du faisceau principal, lorsque la mesure est effectuée à la cadence de balayage de la fonction à l'aide d'un filtre vidéo d'enveloppe de faisceau de 26 kHz. Le niveau de 3 % est déterminé par le rapport du temps pendant lequel les lobes secondaires dépassent le niveau spécifié à la durée totale du balayage.

Niveau efficace des lobes secondaires. Niveau des lobes secondaires de faisceau battant qui, dans un environnement de multitrajets spécifié, se traduit par une erreur particulière de l'angle de guidage.

Point D MLS. Point situé à 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 900 m (3 000 ft) du seuil dans la direction de l'antenne d'azimut.

Point E MLS. Point situé à 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 600 m (2 000 ft) de l'extrémité aval de la piste dans la direction du seuil.

Récepteur normalisé. Modèle de récepteur embarqué servant à la ventilation des erreurs MLS. Ce récepteur possède les principales caractéristiques suivantes : 1) traitement du signal basé sur la mesure des centres de faisceau ; 2) erreur de centrage négligeable ; 3) bruit sur les commandes (CMN) inférieur ou égal aux valeurs indiquées au § 3.11.6.1.1.2 du chapitre 3 ; 4) filtre passe-bas à deux pôles d'enveloppe de faisceau ayant 26 kHz de largeur de bande ; et 5) filtrage des sorties de données d'angle à l'aide d'un filtre passe-bas à un pôle ayant une pulsation de coupure de 10 radians par seconde.

2. Caractéristiques du signal électromagnétique – Fonctions d'angle et de données

2.1 Organisation du format de signal

2.1.1 Le format de signal utilise le multiplexage par répartition dans le temps : les différentes fonctions de guidage en angle sont émises successivement, sur la même fréquence radioélectrique. On obtient l'information d'angle en mesurant l'intervalle de temps qui sépare les passages successifs de faisceaux en éventail non modulés et très directifs. Les fonctions peuvent être émises dans n'importe quel ordre. Des créneaux de temps sont recommandés pour les fonctions d'angle d'azimut d'approche, de site d'approche, d'arrondi et d'azimut arrière. Chaque émission de faisceau battant et de données est précédée d'un préambule qui est rayonné dans tout le volume de couverture par une antenne sectorielle. Le préambule identifie la fonction de balayage suivante ; il synchronise également la logique et les circuits de traitement du signal dans le récepteur embarqué.

2.1.2 Outre la fonction de balayage en angle, il existe des fonctions de données de base et de données auxiliaires, comportant chacune son propre préambule, qui sont aussi rayonnées par les antennes sectorielles. Grâce à ce préambule, chaque fonction est reconnue et traitée indépendamment. Il est donc possible, dans la configuration sol, d'ajouter ou de

supprimer des fonctions sans perturber le fonctionnement du récepteur. Les codes utilisés dans le préambule et les fonctions de données sont à modulation par déplacement de phase différentielle (MDPD).

2.1.2.1 *Caractéristiques du signal de données MDPD.* Les données MDPD sont émises par modulation de phase différentielle de la porteuse radiofréquence avec un état de phase relative de 0° ou de 180°. Le signal de données MDPD possède les caractéristiques suivantes :

cadence de données – 15,625 kHz
longueur de bit – 64 µs
« 0 » logique – absence de transition de phase
« 1 » logique – transition de phase

2.1.3 On trouvera aux figures G-1 et G-2* des exemples d'organisation et de séquencement de fonction d'angle. Le chapitre 3 contient, au § 3.11.4.8, le détail et les définitions des données de la figure G-1.

2.1.4 Il a été démontré que les séquences de guidage en angle et d'émissions de données représentées aux figures G-3A, G-3B et G-3C résistent suffisamment au brouillage synchrone.

2.1.4.1 La structure de ces séquences est destinée à donner aux émissions un caractère suffisamment aléatoire pour prévenir les brouillages synchrones tels que celui qui peut être causé par la rotation des hélices.

2.1.4.2 Les deux séquences représentées dans la figure G-3A conviennent à l'émission de toutes les fonctions. Toute fonction jugée inutile pourra être supprimée pourvu que les fonctions restantes soient émises aux instants spécifiés.

2.1.4.3 Les deux séquences représentées dans la figure G-3B conviennent à la fonction d'azimut d'approche à cadence élevée. Toute fonction jugée inutile pourra être supprimée pourvu que les fonctions restantes soient émises aux instants spécifiés.

2.1.4.4 La figure G-3C représente le cycle complet des émissions multiplexées dans le temps qui pourra se composer des paires de séquences des figures G-3A ou G-3B. Comme elle l'indique, les intervalles libres entre les séquences pourront servir à l'émission de mots de données auxiliaires. Des mots de données de base pourront être émis aussi pendant tout intervalle inutilisé.

2.1.4.5 Le cycle représenté laisse suffisamment de temps pour émettre les données de base et les données auxiliaires définies dans les mots A1-A4, B1-B39, B40-B45 et B55, pourvu que les données soient également émises pendant les créneaux inutilisés ou pendant les créneaux consacrés aux mots de données à l'intérieur des séquences.

2.1.4.6 Des séquences plus efficaces peuvent être mises au point par ajustement du séquencement à l'intérieur des séquences ou dans les créneaux entre les séquences pour permettre l'émission de mots de données auxiliaires supplémentaires. De telles séquences doivent être mises au point de manière que leur résistance au brouillage synchrone soit équivalente à la résistance des séquences présentées dans les figures G-3A, G-3B et G-3C. Les techniques d'analyse fréquentielle peuvent servir à démontrer que ces autres fréquences ont un caractère suffisamment aléatoire.

2.2 Paramètres de guidage en angle

2.2.1 Les paramètres de guidage en angle qui définissent le processus de mesure des angles MLS sont spécifiés au chapitre 3, § 3.11.4.5. Il est utile de connaître deux autres paramètres, soit le temps de point médian de balayage (T_m) et la pause, pour se représenter le fonctionnement du système. Ces paramètres déduits des spécifications du chapitre 3 sont indiqués ci-dessous à titre de référence.

* Toutes les figures se trouvent à la fin du présent supplément.

Temps de point médian de balayage et pause
(voir figure G-2)

Fonction	*Temps de point médian de balayage*[1] T_m *(µs)*	*Pause (µs)*
Azimut d'approche	7 972	600
Azimut d'approche à cadence élevée	5 972	600
Azimut arrière	5 972	600
Site d'approche	2 518	400
Site d'arrondi	2 368	800

[1] À partir du temps de référence du récepteur (voir appendice A, tableau A-1).

2.2.2 *Précision du séquencement des fonctions.* Étant donné l'imprécision qui caractérise la détermination du temps de référence du code Barker et puisque les circuits de l'émetteur lissent la phase ou l'amplitude pendant les transitions de phase MDPD, il n'est pas possible de déterminer le séquencement du signal avec une précision supérieure à 2 µs par rapport au signal électromagnétique. Il est donc nécessaire de mesurer sur l'équipement sol la précision de séquencement spécifiée au chapitre 3, § 3.11.4.3.4. Des points d'essai appropriés devraient être prévus dans l'équipement sol.

2.3 Fonctions de guidage en azimut

2.3.1 *Conventions de balayage.* La figure G-4 représente les conventions de balayage en azimut d'approche et en azimut arrière.

2.3.2 *Couverture.* Les figures G-5 et G-6 représentent la couverture en azimut spécifiée au chapitre 3, § 3.11.5.2.2.

2.3.2.1 Lorsque l'on est contraint de disposer les antennes d'azimut d'approche ou d'azimut arrière en dehors de l'axe de piste, il faut étudier les facteurs suivants :

a) couverture dans toute l'étendue de la zone de piste ;

b) précision au point de repère correspondant ;

c) transition entre azimut d'approche et azimut arrière ;

d) risque de perturbation par des véhicules ou aéronefs en mouvement ou par des structures aéroportuaires.

2.3.2.2 Normalement, une antenne d'azimut déportée doit être réglée de manière que l'azimut zéro degré soit parallèle à l'axe de piste ou qu'il coupe le prolongement de l'axe de piste au point qui conviendrait le mieux du point de vue opérationnel pour l'application prévue. L'azimut zéro degré par rapport à l'axe de piste est émis dans les données auxiliaires.

2.3.3 *Azimut d'approche à cadence élevée.* Lorsque le secteur de guidage proportionnel d'approche s'étend de –40° à +40°, il est possible d'appliquer à la fonction d'azimut une cadence de balayage supérieure. On dispose de la fonction d'azimut d'approche à cadence élevée pour compenser l'augmentation de CMN résultant de l'emploi d'antennes à large faisceau (de 3° par exemple). Une réduction de CMN procure deux avantages : 1) relâchement possible des spécifications de densité de puissance du signal électromagnétique de guidage en angle ; 2) relâchement possible des spécifications de niveau dynamique des lobes secondaires.

2.3.3.1 D'une manière générale, cette fonction réduit le CMN causé par des phénomènes à large bande et sans corrélation comme les multitrajets diffus et le bruit thermique du récepteur dans un rapport de $\sqrt{1/3}$ par rapport à la cadence fondamentale de fonction (13 Hz). Cependant, il est impossible d'obtenir entièrement cette réduction de $\sqrt{1/3}$ de la densité de puissance pour toutes les largeurs de faisceau d'antenne sol, car l'acquisition du signal sur la base d'un simple balayage exige une densité de puissance suffisante. La puissance nécessaire aux émissions MDPD peut être telle que l'emploi de cadences de données plus élevées n'entraînera aucune économie en matière d'émetteur sol (voir tableau G-1*).

2.3.3.2 Cependant, il est possible de profiter intégralement de l'augmentation de la cadence de données en ce qui concerne les performances CMN. C'est ainsi que pour les niveaux minimaux de signal indiqués au tableau G-2 le CMN en azimut peut être ramené de 0,10° à 0,06° pour les antennes à faisceau de 1° et 2°.

2.3.4 *Guidage complémentaire*

2.3.4.1 Lorsqu'elles sont utilisées, les impulsions de guidage complémentaire sont émises immédiatement avant ou après les signaux de faisceau battant aux limites du secteur de guidage proportionnel comme il est indiqué dans le schéma de séquencement de la figure G-7. La limite du secteur de guidage proportionnel se situe à une largeur de faisceau en deçà des angles de départ et d'arrêt du faisceau, de sorte que la zone de transition entre le faisceau battant et les signaux de guidage complémentaire a lieu hors du secteur de guidage proportionnel. La figure G-8 contient des exemples de formes d'ondes composites qui peuvent apparaître au cours de la transition.

2.3.4.2 Lorsqu'on assure le guidage complémentaire en même temps qu'on utilise une antenne de balayage à faisceau étroit (antenne à faisceau de 1° par exemple), l'antenne de faisceau battant doit rayonner pendant 15 µs au moment où elle occupe la position correspondant aux angles de départ et d'arrêt du balayage.

2.3.4.3 Sur certains emplacements, il peut être difficile de respecter les critères d'amplitude spécifiés au chapitre 3, § 3.11.6.2.5.2, en raison des réflexions du signal de guidage complémentaire. On peut y élargir le secteur de balayage.

2.3.4.4 Il faut prendre des précautions lorsqu'on approche des stations d'azimut en sens contraire (par exemple, en cas d'approche en direction de l'antenne d'azimut arrière), car la convention de guidage complémentaire « corrigez à droite »/ « corrigez à gauche » n'est plus la même.

2.3.5 *Moniteur de l'azimut d'approche.* Le moniteur a pour but de garantir l'intégrité de guidage appropriée à la procédure d'approche promulguée. Il est entendu que tous les angles d'azimut ne seront pas contrôlés indépendamment mais qu'il faut contrôler au moins l'un des azimuts d'approche, normalement celui qui coïncide avec le prolongement de l'axe de piste, et mettre en œuvre des moyens adéquats pour maintenir les performances et l'intégrité des autres angles.

2.3.6 *Détermination de la limite inférieure de couverture.* Lorsque le seuil n'est pas en visibilité directe depuis l'antenne d'azimut d'approche, on détermine par simulation ou par des mesures faites sur le terrain la hauteur de la limite inférieure de couverture en azimut d'approche dans la zone de piste. La limite inférieure de couverture en azimut à publier est la hauteur au-dessus de la surface de la piste qui satisfait aux normes énoncées au § 3.11.4.9.4 du chapitre 3, relatives à la précision et qui est déterminée par des mesures faites sur le terrain.

2.3.6.1 Lorsque les opérations envisagées exigent une couverture s'étendant au-dessous de la limite définie au § 2.3.6, l'antenne d'azimut peut être déportée sur le côté de la piste et rapprochée du seuil de façon à couvrir la zone de toucher des roues. L'équipement embarqué doit utiliser le guidage en azimut, la distance indiquée par DME/P et les coordonnées d'implantation de l'équipement sol pour calculer l'axe d'approche.

---

* Tous les tableaux se trouvent à la fin du présent supplément.

2.3.6.2 Les minimums d'atterrissage qui peuvent être respectés dans le cas d'une approche axiale calculée dépendent entre autres de la fiabilité et de l'intégrité d'ensemble de l'équipement d'azimut d'approche MLS, du transpondeur DME/P et de l'équipement embarqué.

2.4 Fonctions de guidage en site

2.4.1 *Conventions de balayage.* La figure G-9 représente les conventions de balayage dans le cas du site d'approche.

2.4.2 *Couverture.* Les figures G-10A et G-10B illustrent les spécifications de couverture en site du chapitre 3, § 3.11.5.3.2.

2.4.3 *Moniteur de site.* Le moniteur a pour but de garantir l'intégrité de guidage appropriée à la procédure d'approche promulguée. Il est entendu que tous les angles de site ne seront pas contrôlés indépendamment mais qu'il faut contrôler au moins l'un d'eux, normalement l'alignement de descente minimal, et mettre en œuvre des moyens adéquats pour maintenir les performances et l'intégrité des autres angles de site.

2.5 Précision

2.5.1 *Généralités*

2.5.1.1 La précision du système est spécifiée au chapitre 3, sous forme d'erreur de suivi (PFE), de bruit de suivi (PFN) et de bruit sur les commandes (CMN). Ces paramètres décrivent l'interaction entre le signal de guidage en angle et l'aéronef en des termes qu'il est possible de rapporter directement aux erreurs de guidage de l'aéronef et à la conception des commandes de vol.

2.5.1.2 La PFE du système est la différence entre la mesure d'angle faite par le récepteur embarqué et la position réelle en angle de l'aéronef. Le signal de guidage subit une distorsion du fait d'erreurs dans l'équipement sol et de bord et d'erreurs résultant d'effets de propagation. Pour déterminer si le signal électromagnétique convient au guidage des aéronefs, on étudie ces erreurs dans le domaine de fréquences en cause. La PFE comprend l'erreur moyenne d'alignement de piste et le PFN.

2.5.2 *Mesure MLS – Méthodologie*

2.5.2.1 On évalue la PFE, le PFN et le CMN à l'aide des filtres définis dans la figure G-11. Les caractéristiques des filtres ont été déterminées en fonction des propriétés de réponse d'une grande variété d'aéronefs existants et elles sont jugées adéquates également pour les futurs aéronefs de modèles prévisibles.

2.5.2.2 Le terme « PFE » évoque la différence entre une trajectoire de vol souhaitée et la trajectoire de vol réelle d'un aéronef qui suit le signal de guidage, mais en réalité on évalue cette erreur de la manière suivante : l'avion de vérification en vol suit un azimut MLS souhaité et l'on enregistre la différence entre, d'une part le signal de sortie de l'équipement embarqué à la sortie du filtre de PFE, et de l'autre la position correspondante de l'avion déterminée selon un système de repérage convenable. On applique une technique semblable pour déterminer le CMN au moyen du filtre approprié.

2.5.2.3 *Évaluation des erreurs.* La PFE s'obtient à la sortie du filtre de PFE (point de mesure A dans la figure G-11). Le CMN estimé s'obtient à la sortie du filtre de CMN (point de mesure B dans la figure G-11). Les pulsations de coupure des filtres sont indiquées dans la figure G-11.

2.5.2.3.1 La PFE et le CMN pour l'azimut d'approche ou pour l'azimut arrière sont évalués sur toute tranche de 40 s de l'enregistrement d'erreur de vol dans les limites de couverture (T = 40 dans la figure G-12). La PFE et le CMN pour le site d'approche sont évalués sur toute tranche de 10 s de l'enregistrement d'erreur de vol obtenu dans les limites de couverture (T = 10 dans la figure G-12).

2.5.2.3.2 La règle de la probabilité de 95 % est considérée comme respectée si la PFE ou le CMN ne dépasse pas les limites d'erreur spécifiées sur plus de 5 % de la tranche d'évaluation (voir figure G-12).

2.5.2.3.3 On peut utiliser à la place une procédure de vérification en vol dans laquelle n'intervient aucun système de repérage absolu. Dans ce cas, on ne mesure, et on ne compare à la norme PFN, que les composantes variables de l'enregistrement de vol obtenu à la sortie du filtre de PFE. On pose en hypothèse que la valeur moyenne de la PFE ne dépasse pas les tolérances spécifiées d'alignement de piste moyen pendant la vérification en vol. Par conséquent, on ajoute les tolérances d'alignement de piste moyen à la mesure du PFN aux fins de la comparaison à la PFE de système spécifiée. On peut évaluer le CMN de façon semblable sans tenir compte de l'alignement de piste moyen.

2.5.2.4 *Mesure des erreurs instrumentales au sol et à bord.* Il est possible de déterminer l'erreur instrumentale due à l'équipement sol et à l'équipement embarqué d'après des mesures faites en l'absence de multitrajets et d'autres anomalies de propagation susceptibles de perturber l'enveloppe du faisceau.

2.5.2.4.1 On commence par déterminer au moyen d'un banc d'essai les erreurs instrumentales dues au récepteur embarqué normalisé et par régler à zéro l'erreur de centrage. Il est possible de mesurer les erreurs de l'équipement embarqué en faisant un enregistrement de 40 s au moyen d'un banc d'essai normalisé. On peut partager cet enregistrement en quatre tranches de 10 s. On prend pour PFE la moyenne dans chaque tranche, tandis que le double de la racine carrée de la variance associée représente le CMN.

Note.— Si on le souhaite, on peut évaluer la sortie du récepteur au moyen des filtres de PFE et de CMN.

2.5.2.4.2 Ensuite, au moyen de ce récepteur normalisé, on mesure l'erreur instrumentale totale du système en faisant fonctionner l'équipement sol sur une plate-forme d'essai d'antenne ou dans quelque autre environnement exempt de réflexions. Comme l'erreur de centrage du récepteur a été rendue négligeable, la PEE mesurée peut être attribuée à l'équipement sol. On obtient le CMN d'équipement sol en soustrayant la variance connue du CMN du récepteur normalisé de la variance du CMN de la mesure. On prend pour PFE l'erreur moyenne constatée sur une tranche de 10 s, et pour CMN instrumental le double de la racine carrée des variances différentielles.

2.6 Densité de puissance

2.6.1 *Généralités*

2.6.1.1 Trois critères déterminent les bilans de puissance de guidage en angle :

a) l'acquisition d'un simple balayage en angle exige 14 dB de rapport signal/bruit « S/B » mesuré sur le filtre d'enveloppe de faisceau, c'est-à-dire de rapport « S/B vidéo » ;

b) le CMN en angle doit être maintenu dans des limites spécifiées ;

c) la probabilité de détection des émissions MDPD doit être supérieure ou égale à 72 % aux extrémités de couverture.

2.6.1.2 À 37 km (20 NM), le souffle du récepteur est la principale source de CMN. La formule ci-après donne une valeur estimée de l'erreur dθ résultant du souffle :

$$d\theta = \frac{\theta_{LF}}{2\left(\sqrt{S/B}\sqrt{g}\right)}$$

$$g = \frac{\text{Cadence d'échantillonnage de fonction}}{2\ \text{(Largeur de bande de bruit du filtre)}}$$

Dans ces relations, θ_{LF} est la largeur de faisceau d'antenne en degrés et *g* est le rapport de la cadence d'échantillonnage de fonction à la largeur de bande de bruit du filtre de sortie du récepteur. Pour un filtre unipolaire, la largeur de bande de bruit est égale à $\pi/2$ fois la largeur de bande à 3 dB. Telle est la relation qui lie le CMN à la largeur de faisceau d'antenne sol et à la cadence d'échantillonnage.

2.6.2 *Bilan de puissance du système*

2.6.2.1 Le bilan de puissance du système est présenté au tableau G-1. La densité de puissance spécifiée au chapitre 3, § 3.11.4.10.1, est liée à la puissance du signal spécifiée au tableau G-1 à l'emplacement de l'antenne de bord par la relation suivante :

$$\text{Puissance recueillie par une antenne isotrope (dBm)} = \text{densité de puissance (dBW/m}^2\text{)} - 5{,}5$$

2.6.2.2 Pour la mesure de la fonction d'angle, on suppose que la largeur de bande du filtre d'enveloppe de faisceau est égale à 26 kHz. Le rapport S/B vidéo indiqué au § 2.6.1 est lié au rapport S/B fréquence intermédiaire (FI) par la relation suivante :

$$\text{S/B vidéo} = \text{S/B FI} + 10 \log \left[\frac{\text{Largeur de bande de bruit FI}}{\text{Largeur de bande de bruit vidéo}} \right]$$

2.6.2.3 L'analyse de fonction de préambule MDPD repose sur les hypothèses suivantes : 1) emploi d'un récepteur embarqué à verrouillage de phase et reconstruction de porteuse ; 2) dans le récepteur, le décodeur de préambule rejette tous les préambules qui ne sont pas conformes au code Barker ou ne satisfont pas au contrôle de parité de préambule.

2.6.2.4 Les articles a) à e) du tableau G-1 dépendent de la position de l'aéronef et des conditions météorologiques ; on les suppose aléatoires, par conséquent. En d'autres termes, les valeurs correspondant au cas le plus défavorable ne sont atteintes simultanément qu'en de rares occasions. De ce fait, les pertes en question sont considérées comme étant des variables aléatoires et leur somme quadratique donne le composant perte.

2.6.2.5 Pour les atterrissages automatiques, des densités de puissance supérieures à celles qui sont spécifiées pour les signaux angulaires d'azimut d'approche au chapitre 3, § 3.11.4.10.1, sont nécessaires à la limite inférieure de couverture au-dessus de la surface de piste pour limiter le bruit sur les commandes à 0,04°. Normalement, cette densité de puissance supplémentaire sera disponible comme conséquence naturelle de l'utilisation du même émetteur pour produire le faisceau de balayage et les signaux MDPD et compte tenu d'autres marges de puissance telles que le gain d'antenne de bord disponible, les pertes de propagation, les pertes de couverture sous de grands angles et les pertes dues à la pluie qui peuvent, au moins partiellement, être négligés dans la zone de la piste (voir tableau G-1).

2.6.3 *Densité de puissance relative des multitrajets*

2.6.3.1 Les obstacles fixes ou mobiles situés au voisinage des antennes d'émission MLS au sol peuvent créer des réflexions appelées multitrajets. Ces réflexions ont des incidences sur toutes les transmissions MLS (DPSK, signaux de guidage en angle, signaux d'indication hors limites et impulsions de guidage complémentaire). Le récepteur angulaire MLS utilise les niveaux relatifs entre le signal de guidage direct (codage du bon signal de guidage) et les signaux réfléchis pour acquérir et suivre les bons signaux. Les niveaux relatifs doivent donc se situer à l'intérieur de marges spécifiées et connues pour que les performances des récepteurs soient bonnes. Le document ED-36B de l'EUROCAE, *MOPS for Microwave*

Landing System (MLS) Airborne Receiving Equipment, contient des normes de performances opérationnelles minimales sur les récepteurs MLS permettant d'assurer les performances requises en environnement multitrajet, comme il est indiqué au chapitre 3, § 3.11.4.10.3.

2.6.3.2 Le minimum de 4 dB indiqué dans le chapitre 3, § 3.11.4.10.3.1 et 3.11.4.10.3.3, garantit une acquisition valide par le récepteur. Des rapports plus faibles pourraient retarder l'acquisition du signal ou créer une fausse acquisition ou la poursuite de signaux multitrajets.

2.6.3.3 La durée maximale de 1 s spécifiée dans le chapitre 3, § 3.11.4.10.3.1 et 3.11.4.10.3.3, garantit que le récepteur continuera à donner les bons renseignements de guidage sans déclencher d'alarme et ne causera donc pas de perte de service. Cette durée doit être évaluée à la vitesse sol minimale d'un aéronef en approche.

2.6.3.4 Les spécifications de précision limitent le niveau et la durée des angles d'azimut de codage des multitrajets dans un secteur étroit autour de l'axe (+/- 4°) étant donné que la forme du faisceau battant indiquée au chapitre 3, § 3.11.5.2.1.3, sera perturbée. Des vérifications périodiques au sol et en vol permettront de montrer si la contribution des multitrajets statiques à l'erreur est compatible avec les spécifications de précision. Les procédures de protection des zones critiques et sensibles garantissent que la contribution des multitrajets dynamiques à l'erreur ne dégradera pas la précision globale au-delà des spécifications de précision.

2.6.3.5 Dans le cas du guidage en site, il n'est prévu aucune dégradation des signaux électromagnétiques par les multitrajets à une hauteur plus basse.

2.6.4 *Bilan de puissance de l'équipement embarqué*

2.6.4.1 Le tableau G-2 est un exemple de bilan de puissance de l'équipement embarqué ayant servi à élaborer les normes de densité de puissance.

2.7 Utilisation des données

2.7.1 *Données de base.* Les données de base définies au chapitre 3, § 3.11.4.8.2.1, permettent aux récepteurs embarqués de traiter les informations de faisceau battant pour diverses configurations d'équipement sol, et d'adapter les résultats de façon à les rendre utilisables par le pilote ou le système embarqué. Les fonctions de données peuvent aussi servir à communiquer des renseignements supplémentaires (par exemple, l'identification de la station ou l'état de l'équipement) au pilote ou aux éléments du système embarqué.

2.7.2 *Données auxiliaires*

2.7.2.1 Les données auxiliaires définies au chapitre 3, § 3.11.4.8.3.1 et 3.11.4.8.3.2, servent à communiquer numériquement sur liaison montante les renseignements des types suivants :

a) *Données décrivant la géométrie d'implantation de l'équipement sol.* Ces données sont communiquées dans les mots A1 à A4 et dans certains des mots B40 à B54.

b) *Données servant aux opérations MLS/RNAV.* Ces données sont communiquées dans les mots B1 à B39.

c) *Données opérationnelles.* Ces données sont communiquées dans les mots B55 à B64.

2.7.2.2 Les cadences d'émission des mots de données auxiliaires correspondent aux critères suivants :

a) Les données à décoder moins de 6 secondes après l'entrée dans le volume de couverture MLS devraient être émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit de 1 seconde (voir § 7.3.3.1.1).

b) Les données nécessaires à une opération prévue mais qui ne sont pas à décoder en moins de 6 secondes devraient être émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit de 2 secondes. À cette cadence, un avertissement pourra être généré en cas de perte de données en moins de 6 secondes.

c) Les données opérationnelles devraient être émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit de 10 secondes. À cette cadence, un avertissement pourra être généré en cas de perte de données en moins de 30 secondes.

2.7.3 *Utilisation des mots de données MLS/RNAV B1 à B39*

2.7.3.1 Les données contenues dans les mots de données auxiliaires B1 à B39 sont conçues pour permettre des opérations MLS/RNAV fondées sur la seule utilisation des données contenues dans les mots de données MLS. Ils indiquent le type de la procédure (approche ou départ) et son nom ainsi que la piste et les points de cheminement pour permettre les approches axiales calculées sur les pistes principales ou secondaires, les approches et les départs courbes et les approches interrompues.

2.7.3.2 Les données transmises en azimut d'approche et en azimut arrière sont séparées. Cela signifie, par exemple, que chacune fera l'objet d'un contrôle de redondance cyclique (CRC) et sera décodée indépendamment des autres par l'équipement embarqué. Les données concernant une procédure MLS/RNAV donnée sont transmises dans la couverture où débute la procédure. Ainsi, les données relatives aux approches ou aux approches interrompues sont normalement transmises par l'équipement d'azimut d'approche tandis que celles qui ont trait aux départs le sont par l'équipement d'azimut arrière. Toutefois, les points de cheminement correspondant aux approches, approches interrompues ou départs peuvent être communiqués soit dans la couverture en azimut d'approche, soit dans la couverture en azimut arrière. Par exemple, si un départ est amorcé dans la zone de couverture en azimut d'approche, les données sont transmises dans cette zone. Si la procédure commence dans une région à couverture commune, les données ne peuvent être transmises que dans une seule zone, à moins que les conditions d'exploitation n'exigent de procéder autrement.

2.7.3.3 Les procédures sont définies par une succession de points de cheminement représentés suivant un système de coordonnées cartésiennes (X, Y et Z) dont l'origine est le point d'origine MLS. Le système de coordonnées est illustré à la figure G-13.

2.7.3.4 Les segments situés entre les points de cheminement sont droits ou courbes. Les segments courbes sont définis par des arcs de cercle joignant deux points de cheminement, comme l'illustre la figure G-14. L'arc de cercle est toujours tangent au segment qui précède ou qui suit, qu'il soit courbe ou rectiligne. Les segments d'approche finale et les segments qui aboutissent au premier point de cheminement d'une procédure d'approche ou qui commencent au dernier point de cheminement survolé d'une procédure de départ ou d'approche interrompue sont toujours rectilignes. Ce sont des prolongements de segments rectilignes ou des tangentes à des segments courbes. Ces segments rectilignes n'exigent pas nécessairement de point de cheminement en bordure de la zone de couverture, et ils permettent donc d'utiliser moins de points de cheminement.

2.7.3.5 Quel que soit le type de la procédure, le codage commence par le point de cheminement situé le plus loin du seuil et se termine avec celui qui se trouve le plus près de la piste. Tous les points de cheminement des procédures d'approche doivent être codés avant tous points de cheminement d'approche interrompue ou points de cheminement de départ. Cette règle simplifie le décodage en séparant des autres les points de cheminement correspondant aux approches. Un ou plusieurs points de cheminement peuvent être partagés par plusieurs procédures. Dans un tel cas, il est possible de ne transmettre ces renseignements qu'une seule fois. Les points de cheminement partagés doivent être les derniers dans le cas des approches et les premiers dans celui des approches interrompues et des départs. Les données peuvent servir aux

approches, aux approches interrompues et aux départs si elles sont transmises dans le même secteur de couverture. Lorsque des points de cheminement sont partagés avec une procédure qui a été définie précédemment dans la base de données, le point de cheminement est suivi d'un indice qui indique à quel endroit de la base de données se trouvent les données concernant le premier point de cheminement partagé.

2.7.3.6 L'indice de point de cheminement représente l'ordre dans lequel les points sont énumérés dans la base de données. On l'utilise dans le codage pour indiquer où se trouvent les points de cheminement d'une procédure donnée. Si l'indicateur de procédure donne comme indice un zéro, cela signifie qu'il s'agit d'une approche axiale calculée, pour laquelle aucun point de cheminement n'est fourni.

2.7.3.7 Même si les points de cheminement sont définis au moyen de coordonnées X, Y et Z, les trois coordonnées ne sont pas toujours émises. C'est le cas notamment avec les points de cheminement situés dans l'axe de la piste principale, pour lesquels la coordonnée Y est de zéro. Le champ contenant ce renseignement peut être omis en mettant à ZÉRO le bit « coordonnée Y suit ».

2.7.3.8 Lorsque la coordonnée Z n'est pas nécessaire à la construction de la trajectoire, on peut l'omettre et ainsi réduire le nombre de données émises. Il suffit pour cela de régler à ZÉRO le bit « coordonnée Z suit ». Cette mesure peut être appliquée aux points de cheminement initiaux précédant le repère d'approche finale lorsque le guidage est basé sur des données altimétriques et non sur une position verticale MLS calculée. Elle peut l'être également dans le cas de points de cheminement situés sur une pente constante entre des points de cheminement dont la valeur Z est définie. Dans ce cas, l'équipement embarqué calcule la coordonnée Z en prenant comme hypothèse une pente constante. On peut aussi omettre la coordonnée Z des points de cheminement d'approche interrompue et de départ, qui sont situés dans la zone de couverture en azimut arrière, étant donné que le guidage vertical n'est pas assuré dans cette zone. Pour ce qui est de l'application en azimut arrière, la coordonnée Z peut être émise à l'usage de l'équipement embarqué pour déterminer la position horizontale de l'aéronef. Cela permet de réduire les écarts latéraux dans la conversion de la portée oblique et de l'angle d'azimut arrière conique en coordonnées X-Y.

2.7.3.9 Le champ de trois bits qui suit les coordonnées de point de cheminement contient l'identificateur de segment/ champ suivant. Cet élément de données indique si le segment suivant de la procédure est rectiligne ou courbe, si le point de cheminement actuel est le dernier défini pour la procédure, et s'il faut lier la procédure à une approche interrompue ou à une portion partagée d'une autre procédure indiquée par un indice d'approche interrompue ou un indice de point de cheminement suivant. Il indique aussi si un champ de données pour la hauteur de franchissement du seuil ou la distance de l'azimut virtuel au point de cheminement est annexé à la définition du point de cheminement.

2.7.3.9.1 Voici l'explication de quelques applications types d'identificateurs indiqués au tableau A-17 de l'appendice A. Cette liste n'est pas complète :

a) Les identificateurs 0 et 1 sont utilisés lorsque le point de cheminement suivant de la procédure n'est pas un point de cheminement partagé, ou est un point de cheminement partagé qui est codé pour la première fois.

b) Les identificateurs 2 et 3 sont utilisés pour les points de cheminement suivants de la procédure qui sont déjà codés et partagés avec une autre procédure. Le codage de ces points n'est pas répété, l'indice permettant la connexion de la procédure aux points de cheminement partagés de l'autre procédure.

c) Les identificateurs 4 et 5 sont utilisés pour l'avant-dernier point de cheminement dans les procédures se terminant ou commençant sur la piste principale, le dernier point étant le seuil. Seule la hauteur de franchissement du seuil est spécifiée pour ce point, étant donné que l'emplacement exact du seuil par rapport au point de repère MLS est donné dans les mots de données auxiliaires A. On utilise l'identificateur 4 lorsque le guidage d'approche interrompue n'est pas nécessaire, et l'identificateur 5 lorsqu'un « indice d'approche interrompue » suit.

d) Les identificateurs 6 et 7 sont utilisés pour le point de cheminement final de n'importe quelle procédure à l'exception de ce qui est indiqué à l'alinéa c) ci-dessus. Dans le cas de la piste principale, on les emploie s'il est nécessaire de préciser les coordonnées X, Y et Z du dernier point de cheminement. Ces identificateurs sont aussi utilisés pour les pistes secondaires et les plates-formes d'hélicoptère. On utilise l'identificateur 7 ou 6 selon qu'une procédure d'approche interrompue suit ou non.

e) Les identificateurs 5 et 7 ne s'appliquent pas aux approches interrompues ni aux départs.

2.7.3.10 Conformément à la convention concernant les autres données MLS de base et auxiliaires, l'émission des données numériques codées dans la base de données débute toujours par le bit de poids faible, le bit représentant le signe étant le bit de poids fort (1 = valeur négative). Les adresses de mot de données auxiliaires qui servent à indiquer le dernier mot de la base de données d'azimut d'approche et le premier mot de la base de données d'azimut arrière sont émises le bit de poids fort en premier.

2.7.4 *Exemple d'utilisation de mots de données MLS/RNAV*

2.7.4.1 Les paragraphes qui suivent illustrent le processus d'affectation des données MLS/RNAV aux mots de données auxiliaires B1 à B39. Ils contiennent un échantillon de procédures d'approche et de départ et décrivent le processus par lequel les divers points de cheminement et les caractéristiques des procédures connexes sont interprétés et mis en format en vue de leur émission.

2.7.4.2 Le tableau G-3 énumère des procédures d'approche, d'approche interrompue et de départ pour deux pistes fictives. Le tableau G-4 contient des données sur les points de cheminement de ces procédures, qui sont représentées schématiquement à la figure G-15.

2.7.4.3 Avant d'insérer les renseignements sur les données de procédure dans la structure des mots de données B1 à B39, il faut comprendre les caractéristiques des données MLS/RNAV pour utiliser au mieux le nombre de mots de données disponibles. Dans les données des tableaux G-3 et G-4, on peut noter ce qui suit : les procédures KASEL et NELSO partagent les points de cheminement nº 1 (WP 1) et nº 2 (WP 2) et sont liées à une procédure d'approche interrompue ; la procédure SEMOR s'applique à une approche sur une piste secondaire ; la procédure LAWSO est une procédure de départ et ses données sont émises dans la couverture en azimut arrière ; il n'est pas nécessaire d'émettre la coordonnée Z de tous les points de cheminement se trouvant à l'extérieur du repère d'approche finale de précision (PFAF) ; il n'est pas nécessaire non plus d'émettre la coordonnée Y de plusieurs points de cheminement situés dans le prolongement de l'axe de la piste principale.

2.7.4.4 Le mot de données B1 spécifié au tableau A-15 de l'appendice A définit la structure des données MLS/RNAV à émettre dans le secteur de couverture en azimut d'approche. Il contient également le code CRC d'azimut d'approche. D'après le tableau G-3, il y a trois procédures à émettre en azimut d'approche. L'adresse du dernier mot de données contenant des renseignements d'azimut d'approche MLS/ RNAV est déterminée une fois que tous les renseignements sont insérés dans la structure. Dans ce cas, cette adresse est B11. Le code CRC est calculé conformément aux indications de la Note 3 du tableau A-15. Comme les mots B42 et B43 ne sont pas émis, les bits correspondants sont mis à ZÉRO. Comme le mot A4 est émis, le bit correspondant est mis à UN. Le codage du mot de donnée B1 figure au tableau G-5.

2.7.4.5 Le mot de données B39 spécifié au tableau A-15 de l'appendice A définit la structure des données MLS/ RNAV à émettre dans le secteur de couverture en azimut arrière. Il contient également le code CRC d'azimut arrière. Il y a une procédure à émettre en azimut arrière. L'adresse du premier mot de données contenant des renseignements d'azimut arrière MLS/RNAV est déterminée une fois que tous les renseignements sont insérés dans la structure. Dans ce cas, cette adresse est B36. Le code CRC est calculé conformément aux indications de la Note 3 du tableau A-15. Comme le mot B43 n'est pas émis, le bit correspondant est mis à ZÉRO. Le bit indicateur de correspondance/CRC d'azimut arrière est mis à UN pour signaler qu'il s'agit d'un mot de correspondance/CRC. Le codage du mot de données B39 figure au tableau G-5.

2.7.4.6 Les mots indicateurs de procédure spécifiés au tableau A-15 de l'appendice A sont définis pour toutes les procédures d'approche et de départ. Il n'y a pas d'indicateur pour les procédures d'approche interrompue étant donné qu'elles sont liées à des procédures d'approche dans la structure des données. Les mots indicateurs de procédure pour les données fournies en exemple figurent au tableau G-6. Il est noté que les mots de données d'indicateurs de procédure ne peuvent pas être entièrement définis tant que l'affectation des données de point de cheminement n'est pas effectivement terminée, en raison de la nécessité d'associer un « indice de premier point de cheminement » à chaque procédure. Cet élément est le premier point de cheminement de la séquence des procédures. L'indice est produit conformément aux indications du § 2.7.3.6. L'« indicateur de validité » de la désignation d'une procédure (voir tableau G-4) est le numéro de la version d'une procédure et il s'agit d'une valeur de 1 à 9.

2.7.4.7 L'affectation des données de point de cheminement se fait conformément aux indications des tableaux A-15, A-16 et A-17 de l'appendice A. Le tableau G-7 présente l'affectation des données fournies en exemple, sans les préambules, adresses et bits de parité. L'affectation des données du premier point de cheminement de la première procédure commence au mot de données qui suit immédiatement le mot indicateur de procédure d'approche. Pour les données fournies en exemple, le mot de données B5 est donc le premier qui contient des renseignements sur un point de cheminement. L'étape suivante consiste à introduire les données dans la structure qui convient. Les données sur les procédures commencent toujours par la coordonnée X du premier point de cheminement. La structure de la base de données permet le chevauchement d'éléments de données individuels entre deux mots de données auxiliaires. Ainsi, les quatorze premiers bits de la coordonnée X du point de cheminement 3 de la procédure KASEL sont transmis dans le mot B5 et le dernier bit, dans le mot B6.

2.7.4.7.1 Vu le poids du bit de poids faible de la coordonnée de point de cheminement, il faut arrondir la coordonnée de point de cheminement codée. Il est souhaitable d'obtenir un résultat aussi rapproché que possible de la valeur réelle de la coordonnée de point de cheminement. Pour arrondir, on ajoute normalement à la valeur réelle la moitié du poids du bit de poids faible puis on opère sur le résultat une division entière. Par exemple, la coordonnée X du point de cheminement 2 de la procédure KASEL est 6 556 m (valeur réelle). La valeur binaire codée devrait être 2 561 puisque

$$\textit{Nombre entier}\left[\frac{\left(\left|\,6\,556\,\right|+\dfrac{2,56}{2}\right)}{2,56}\right]=\ 2\,561$$

Pour les nombres négatifs, le signe du bit doit être conservé tout au long du calcul.

2.7.4.8 Après la coordonnée X vient le bit « coordonnée Y suit ». Le bit correspondant serait mis à zéro, et la coordonnée ne serait pas émise comme le montre le tableau G-7, pour les points de cheminement 2 et 1 de la procédure KASEL. Comme on l'indique pour le point de cheminement 3 de la procédure KASEL, la coordonnée Y est nécessaire et est émise après le bit « coordonnée Y suit ».

2.7.4.9 En fonction du codage du bit « coordonnée Y suit », le bit « coordonnée Z suit » est codé après les renseignements concernant la coordonnée Y. Cet élément n'a pas à être émis pour le point de cheminement 4 de la procédure KASEL, puisque ce point précède le PFAF. Il en va de même pour le point de cheminement 2 étant donné que la trajectoire de descente suit une pente constante entre les points de cheminement 3 et 1. Comme on l'indique pour le point de cheminement 3 de la procédure KASEL, la coordonnée Z est nécessaire et est émise après le bit « coordonnée Z suit ».

2.7.4.10 L'affectation de l'identificateur de segment/champ suivant se fait conformément aux indications du tableau A-17 de l'appendice A. En ce qui concerne l'identificateur qui suit le point de cheminement 2 de la procédure KASEL, la valeur 5 signifie que le prochain renseignement émis est la hauteur du point de cheminement de seuil, suivie de l'indice du point de cheminement de la procédure d'approche interrompue. Dans le cas de la procédure NELSO, étant donné qu'elle partage les deux derniers points de cheminement avec la procédure KASEL, l'identificateur qui suit le point de cheminement 3 a la valeur 3, ce qui signifie que le prochain renseignement émis est l'indice du point de cheminement suivant. Dans ce cas,

l'indice est 3, indiquant le point de cheminement 2 de la procédure KASEL. Pour la procédure d'approche interrompue, l'identificateur est réglé à 6, indiquant qu'il s'agit du dernier point de cheminement de la procédure. Pour la procédure SEMOR, qui concerne la piste secondaire, l'identificateur est lui aussi mis à 6. Dans ce cas, toutefois, il indique que le prochain renseignement émis est la distance de l'azimut virtuel au point de cheminement.

2.7.4.11 Le tableau G-8 présente l'affectation des points de cheminement de la procédure de départ. Les données de départ commencent au mot B36, qui est l'indicateur de procédure. Les données concernant les points de cheminement commencent au mot B37. Les données de départ sont affectées de la même manière que les données d'approche.

2.7.4.12 Lorsque la base de données est complètement affectée, on peut calculer les valeurs CRC au moyen des mots B1-B39 et des autres éléments de données requis. Le tableau G-9 indique le résultat de ce calcul pour les données présentées comme exemple, y compris les mots de données auxiliaires A, le mot de données de base B6 et les mots de données auxiliaires B40 et B41.

2.8 Brouillage entre canaux adjacents

2.8.1 Cette norme a été structurée de manière que l'on obtienne une marge minimale de 5 dB pour tenir compte des variations de la puissance apparente rayonnée au-dessus de la densité de puissance minimale spécifiée. La spécification de brouillage correspond au cas le plus défavorable de combinaisons de largeur de faisceau d'antenne, de cadence de données et de synchronisation du brouillage.

3. Équipement sol

3.1 Forme du faisceau battant

3.1.1 L'enveloppe de faisceau battant d'azimut sur l'axe de pointage d'antenne et l'enveloppe de faisceau battant de site sous l'angle de site préféré détectées par un récepteur normalisé devraient respecter les limites stipulées pour les enveloppes de faisceau d'azimut et de site spécifiées dans la figure G-16 en présence de rapports S/B élevés et de multitrajets négligeables (par exemple, lors d'un essai sur une plate-forme d'essai d'antenne). On n'attend pas nécessairement de l'équipement la symétrie à −10 dB relativement aux performances en matière de précision.

3.2 Lobes secondaires de faisceau battant

3.2.1 *Spécification de performances.* Par conception, les lobes secondaires d'antenne doivent remplir deux conditions : 1) le niveau dynamique des lobes secondaires n'empêche pas le récepteur embarqué d'acquérir et de poursuivre le faisceau principal. Il est impossible de garantir des performances satisfaisantes si le niveau des lobes secondaires dynamiques se maintient au-dessus de −10 dB ; 2) le niveau efficace des lobes secondaires est compatible avec le bilan des erreurs du système.

3.2.2 Le niveau efficace P_{ESL} est lié au niveau dynamique P_{DYN} par la relation :

$$P_{ESL} = K \times P_{DYN}$$

dans laquelle K est un facteur de réduction qui dépend de la réalisation de l'antenne. Ce facteur peut dépendre :

a) d'un diagramme de rayonnement d'élément d'antenne directionnelle de nature à réduire le niveau du signal multitrajet dans le volume de couverture ;

b) du caractère aléatoire des lobes secondaires dynamiques.

Note.— On se soucie moins des lobes secondaires dynamiques si les mesures de leurs niveaux sont inférieures aux niveaux efficaces spécifiés.

3.2.3 Les multitrajets latéraux causés par les lobes secondaires d'antenne d'azimut et les multitrajets par réflexion au sol causés par les lobes secondaires d'antenne de site peuvent perturber le faisceau principal et causer à leur tour des erreurs d'angle. Pour s'assurer que l'erreur dθ due aux lobes secondaires d'antenne se situe dans les limites des bilans des erreurs de propagation, on peut obtenir une valeur estimée du niveau efficace nécessaire des lobes secondaires P_{ESL} à l'aide de la relation suivante :

$$P_{ESL} = \frac{d\theta}{\theta_{LF} P_R P_{LD}}$$

Dans cette relation, P_R est le coefficient de réflexion multitrajet par les obstacles, θ_{LF} est la largeur de faisceau d'antenne sol et P_{LD} est le facteur de lissage dynamique.

Note.— En général, un P_{ESL} de –25 dB permettra de respecter le bilan des erreurs de propagation dans un environnement de propagation complexe.

3.2.4 Le facteur de lissage dynamique dépend de la géométrie spécifique des multitrajets, de la vitesse de l'aéronef, de la cadence de données de la fonction considérée et de la largeur de bande du filtre de sortie. Lorsque les combinaisons de la géométrie des multitrajets et de la vitesse de l'aéronef sont telles que la fréquence des sinuosités dues aux multitrajets est supérieure à 1,6 Hz, ce facteur de lissage dynamique est donné par :

$$P_{LD} = \sqrt{\frac{2\ (\text{Largeur de bande de bruit du filtre de sortie})}{\text{Cadence de données de fonction}}}$$

3.2.5 Ce facteur peut être encore plus faible aux valeurs élevées de la fréquence des sinuosités dues aux multitrajets lorsqu'il n'y a pas de corrélation entre d'une part les distorsions du faisceau causées par les multitrajets et de l'autre l'intervalle de temps qui sépare les balayages ALLER et RETOUR.

3.3 Diagramme de rayonnement d'antenne de site d'approche

S'il le faut pour limiter les effets des multitrajets, le diagramme de rayonnement horizontal de l'antenne de site d'approche est tel que le niveau de signal baisse progressivement à mesure que l'on s'écarte de l'axe de pointage. Dans le cas type, le rayonnement horizontal de l'antenne de site d'approche doit baisser de 3 dB à 20° de l'axe de pointage et de 6 dB à 40° de cet axe. Il peut être nécessaire de réduire plus ou moins le rayonnement horizontal selon les conditions effectives de multitrajet.

3.4 Canaux d'azimut d'approche/azimut arrière

3.4.1 Lorsqu'une piste est dotée du MLS pour les deux directions d'approche, l'équipement qui n'est pas utilisé pour l'approche peut fonctionner en tant qu'équipement d'azimut arrière. Si l'on veut assigner un canal différent pour chacune de ces directions, les éléments d'azimut doivent nécessairement fonctionner sur des fréquences différentes, selon le mode : azimut d'approche ou azimut arrière. Pour assigner des canaux, on veillera à ce que les deux fréquences soient suffisamment rapprochées pour qu'un réglage mécanique du diagramme vertical de l'antenne d'azimut ne soit pas nécessaire lorsque la direction d'approche est inversée.

3.4.2 La séparation entre les fréquences devrait être limitée de telle sorte que les marges de puissance de l'émetteur indiquées au tableau G-1 pour la fonction d'azimut arrière permettent de faire face à la baisse de gain sur le diagramme d'azimut arrière (par rapport à la valeur optimale d'approche).

4. Considérations d'implantation

4.1 Co-implantation MLS/ILS

4.1.1 *Antenne de site MLS*

4.1.1.1 *Introduction*

4.1.1.1.1 En cas de co-implantation d'une antenne de site MLS et d'un radiophare d'alignement de descente ILS, une série de décisions devront être prises pour déterminer l'emplacement de l'antenne de site. Des critères d'implantation ont été établis sur la base de la limitation des incidences de l'équipement de site MLS sur le signal d'alignement de descente ILS. Ces critères, ainsi que les considérations relatives au signal électromagnétique, les considérations opérationnelles et les considérations relatives aux zones critiques et à la limitation des obstacles, auront des incidences sur l'emplacement définitif de l'antenne de site.

4.1.1.1.2 L'objectif est de déterminer d'abord une zone générale d'implantation de l'antenne de site, puis de la réduire de manière à obtenir l'emplacement optimal d'une installation particulière. Pour atteindre cet objectif, on étudie successivement une série de facteurs et de considérations. Ce processus de prise de décision est l'objet de l'ordinogramme de la figure G-17. Les présents éléments indicatifs ne sont pas destinés à constituer un manuel complet d'implantation du MLS, mais seulement un guide supplémentaire dans les cas où le MLS doit être co-implanté avec l'ILS.

4.1.1.1.3 Sur la figure G-17, le numéro désigne l'une des trois géométries d'implantation : le § 4.1.1.2 se rapporte à « l'implantation de l'antenne de site entre l'antenne d'alignement de descente et la piste », etc. Le numéro figurant dans chaque case désigne le paragraphe correspondant du texte accompagnant la figure G-17. Ce paragraphe donne une description plus détaillée du ou des facteurs à prendre en considération à ce moment.

4.1.1.1.4 Les deux zones générales d'implantation de l'antenne de site sont représentées sur la figure G-18. Selon l'emplacement du radiophare d'alignement de descente, l'une ou l'autre des deux zones pourra ne pas exister. De plus, pour être prises en considération, ces zones doivent déjà répondre aux critères relatifs au signal électromagnétique.

4.1.1.2 *Implantation de l'antenne de site entre l'antenne d'alignement de descente et la piste*

4.1.1.2.1 Le recul de l'antenne de site dépend de la hauteur du point de repère d'approche MLS (ARD). Celui-ci doit répondre aux critères indiqués au § 3.11.4.9.1 du chapitre 3. Le recul de l'antenne de site peut être déterminé au moyen de l'équation ci-après (voir figure G-19) :

$$SB = \frac{ARDH - RPCH}{\text{tg}\ \theta} \geq \frac{15 - RPCH}{\text{tg}\ \theta}$$

où :

toutes les distances sont exprimées en mètres ;

SB est le recul du centre de phase de l'antenne de site par rapport au seuil de piste, mesuré le long de l'axe de piste ;

RPCH est la hauteur du centre de phase de l'antenne de site par rapport à la surface de la piste au seuil ; (Sont comprises la hauteur du centre de phase de l'antenne de site et la différence entre l'altitude du seuil et l'altitude de l'emplacement de l'antenne de site.)

ARDH est la hauteur souhaitée du point de repère d'approche MLS ;

θ est l'alignement de descente minimal.

4.1.1.2.2 Du fait de l'emploi de coordonnées coniques et du déport de l'antenne de site par rapport à l'axe, l'alignement de descente minimal se trouvera plus haut que le point de repère d'approche. Étant donné la recommandation figurant au chapitre 3, § 3.11.5.3.5.2.2, ce déport devrait être limité par l'équation suivante :

$$(OS)^2 + (SB)^2 \leq \left[\frac{(18 - RPCH)}{\text{tg}\ \theta}\right]^2$$

où :

toutes les distances sont exprimées en mètres ;

OS est la distance du centre de phase de l'antenne de site au plan vertical passant par l'axe de piste, ou déport (voir figure G-19).

4.1.1.2.3 En outre, l'ARD MLS devrait coïncider à un mètre près avec le point de repère ILS, comme il est indiqué au chapitre 3, § 3.11.5.3.5.3. Cette condition est exprimée sous la forme suivante :

$$\frac{RDH - 1 - RPCH}{\text{tg}\ \theta} \leq SB \leq \frac{RDH + 1 - RPCH}{\text{tg}\ \theta}$$

où :

toutes les distances sont exprimées en mètres ;

RDH est la hauteur du point de repère ILS.

4.1.1.2.4 Pour déterminer la limite oblique de la zone 1 de la figure G-8, il faut prendre en considération deux facteurs. En premier lieu, l'antenne de site ne doit pas faire saillie dans la zone à travers laquelle la zone de Fresnel de l'alignement de descente ILS se déplace au cours d'une approche. En général, on peut remplir cette condition en implantant l'antenne de site du côté piste de la ligne oblique joignant le mât d'antenne d'alignement de descente à l'intersection de l'axe de piste et du seuil. La valeur de φ dans la figure G-18 dépend de l'emplacement du mât d'antenne d'alignement de descente par rapport à cette intersection. En second lieu, il faut limiter la pénétration latérale dans le diagramme de l'antenne d'alignement de descente (voir § 4.1.1.3.2). Pour cette zone d'antenne de site, cependant, la prise en compte du second facteur est préférable mais non indispensable.

4.1.1.2.5 Après avoir déterminé la plage acceptable d'emplacements de l'antenne de site selon les critères ci-dessus, on détermine le déport minimal de l'antenne de site sur la base des spécifications en matière de limitation des obstacles de l'Annexe 14, chapitre 4.

4.1.1.2.6 Lorsque cela est possible, il convient de déplacer l'antenne de site de manière à limiter les incidences de sa zone critique sur les vols. De plus, il peut être souhaitable de choisir l'emplacement de l'antenne de site de façon que la zone critique de l'antenne de site MLS et la zone critique de l'antenne d'alignement de descente ILS coïncident au maximum. Cette coïncidence permettra de limiter la zone totale résultant de la combinaison de ces zones critiques. Puisqu'il est nécessaire de l'implanter en avant de l'antenne d'alignement de descente, l'antenne de site sera normalement située dans la

zone critique de l'alignement de descente. Pour les zones critiques d'antenne de site, voir § 4.3. Pour la description de la zone critique de l'antenne d'alignement de descente, voir le supplément C, § 2.1.10.

4.1.1.2.7 Une fois choisi l'emplacement de l'antenne de site, il faut trouver un emplacement pour le moniteur de site. Le signal de site doit être contrôlé de la façon indiquée au § 2.4.3. La hauteur du moniteur extérieur dépend du contrôle incorporé de l'alignement de descente minimal et des critères de limitation des obstacles. Les considérations suivantes pourront aider à déterminer l'emplacement du moniteur :

a) Il est souhaitable que le moniteur extérieur soit implanté à la plus grande distance possible pour subir le minimum d'effets en champ proche. Toutefois, il faut limiter cette distance pour éviter de fausses alertes dues à des véhicules et aéronefs circulant entre le moniteur extérieur et l'antenne.

b) Il est souhaitable de limiter le blocage et la distorsion du signal de site par le moniteur dans la zone d'approche finale. On peut y parvenir si l'emplacement du moniteur est décalé de 30° maximum par rapport à l'axe de pointage de l'antenne de site et à des distances allant de 40 m (130 ft) à 80 m (260 ft) selon le modèle d'équipement utilisé.

c) Il faut limiter le décalage du moniteur extérieur par rapport à l'axe de pointage de l'antenne, afin de maintenir la sensibilité appropriée de ce moniteur à la stabilité mécanique. Ce décalage ne devrait pas dépasser 30° par rapport à l'axe de pointage de l'antenne de site.

d) Le moniteur extérieur de site sera implanté de manière à ne pas affecter le moniteur extérieur d'alignement de descente ILS ou à ne pas être affecté par ce dernier.

4.1.1.3 *Déport de l'antenne de site supérieur à celui de l'antenne d'alignement de descente*

4.1.1.3.1 Lorsque l'antenne de site est implantée à une distance comprise entre 130 m (430 ft) et 180 m (590 ft) de l'axe de piste, l'effet conique sur la hauteur réalisée du point de repère d'approche devient plus marqué. Selon l'installation, le recul de l'antenne de site devra peut-être être modifié pour répondre aux critères exposés aux § 4.1.1.2.1, 4.1.1.2.2 et 4.1.1.2.3.

4.1.1.3.2 Lorsque l'antenne de site est implantée plus loin de l'axe de piste que l'antenne d'alignement de descente déjà en place, elle ne devrait pas pénétrer dans le diagramme latéral de l'alignement de descente. La valeur de Φ, dans la figure G-18, dépend du type d'antenne d'alignement de descente déjà en place et des caractéristiques physiques de l'équipement de site. D'une manière générale, « Φ » correspond au point −10 dB du diagramme latéral de l'antenne d'alignement de descente. Pour être moins strict, on pourrait remplacer la valeur −10 dB par la valeur −4 dB, en particulier pour les antennes d'alignement de descente à effet de capture, sous réserve de vérification de la qualité du signal d'alignement de descente.

4.1.1.3.3 Après avoir déterminé la plage acceptable d'emplacements de l'antenne de site selon les critères ci-dessus, on devra peut-être limiter davantage l'emplacement de l'antenne de site pour respecter les spécifications de l'Annexe 14 sur la limitation des obstacles et en particulier les critères de séparation entre voie de circulation et obstacles.

4.1.1.4 *Solutions possibles*

Si la co-implantation de l'antenne de site et de l'antenne d'alignement de descente n'est pas facile, une autre solution consiste à implanter l'antenne de site du côté opposé de la piste.

4.1.2 *Antenne d'azimut MLS*

4.1.2.1 *Introduction*

4.1.2.1.1 En cas de co-implantation de l'antenne d'azimut MLS et du radiophare d'alignement de piste ILS, une série de décisions devront être prises pour déterminer l'emplacement de l'antenne d'azimut. Des critères d'implantation ont été élaborés sur la base de la limitation des incidences que l'équipement d'azimut MLS et le signal d'alignement de piste ILS exercent l'un sur l'autre. Ces critères, ainsi que les considérations relatives au signal électromagnétique, les considérations

opérationnelles et les considérations relatives aux zones critiques et à la limitation des obstacles, auront des incidences sur l'emplacement définitif de l'antenne d'azimut. Comme la présence d'une piste bombée ou d'un dispositif lumineux d'approche peut exiger que la hauteur du centre de phase (PCH) de l'antenne d'azimut soit augmentée, il faut tenir compte de ces facteurs pour appliquer n'importe lequel des critères suivants.

4.1.2.1.2 L'objectif est de déterminer d'abord une zone générale d'implantation de l'antenne d'azimut, puis de la réduire de manière à obtenir l'emplacement optimal d'une installation particulière. Pour atteindre cet objectif, on étudie successivement une série de considérations, selon l'ordinogramme de la figure G-20.

4.1.2.1.3 Sur la figure G-20, le numéro désigne l'une des quatre géométries d'implantation : le § 4.1.2.2 se rapporte à « l'implantation de l'antenne d'azimut en avant de l'antenne d'alignement de piste », etc. Le numéro figurant dans chaque case désigne le paragraphe du texte accompagnant la figure G-20. Ce paragraphe donne une description plus détaillée des facteurs à prendre en considération à ce moment.

4.1.2.1.4 Les zones générales d'implantation de l'antenne d'azimut sont indiquées sur la figure G-21.

4.1.2.2 *Implantation de l'antenne d'azimut en avant de l'antenne d'alignement de piste*

4.1.2.2.1 L'antenne d'azimut sera implantée de façon systématique dans l'axe de l'alignement de piste, au minimum à 30 m (100 ft) en avant de l'antenne d'alignement de piste. La distance maximale (variable « X » sur la figure G-21) est déterminée par l'obligation de respecter les spécifications de l'Annexe 14 sur la limitation des obstacles en ce qui concerne à la fois l'antenne d'azimut et le moniteur d'azimut. C'est l'emplacement ainsi déterminé qui sera retenu de préférence pour l'antenne d'azimut. Toutefois, des facteurs tels que la présence d'un moniteur en champ proche d'alignement de piste peuvent obliger à disposer l'antenne d'azimut ailleurs. L'antenne d'azimut ne peut pas être implantée de manière à empêcher le moniteur extérieur d'alignement de piste de « voir » l'antenne d'alignement de piste. Comme la station d'azimut peut empêcher le moniteur de voir le point de vérification ILS au sol, il sera peut-être nécessaire de réévaluer la position de ces points de vérification.

4.1.2.2.2 Il est souhaitable, chaque fois que cela est possible, de co-implanter l'antenne DME/P et l'antenne d'azimut. Cependant, si cette co-implantation est impossible parce qu'elle ne permettrait pas de respecter les spécifications sur la limitation des obstacles, on peut envisager soit un déport du DME/P, soit une autre configuration de co-implantation (voir le supplément C, § 7.1.6 et section 5 ci-dessous).

4.1.2.2.3 Lorsque cela est possible, l'antenne d'azimut peut être déplacée pour limiter les incidences de la zone critique d'antenne d'azimut sur les vols. De plus, il peut être souhaitable de faire coïncider au maximum la zone critique de l'antenne d'azimut et la zone critique du radiophare d'alignement de piste. Comme il faut disposer l'antenne d'azimut tout près de l'antenne d'alignement de piste, l'une de ces antennes devra se trouver dans la zone critique de l'autre. Pour la zone critique de l'antenne d'azimut, voir § 4.3. Pour les zones critiques du radiophare d'alignement de piste, voir le supplément C, § 2.1.10.

4.1.2.2.4 Après avoir déterminé un emplacement approprié pour l'antenne d'azimut, il faudra trouver un emplacement pour son moniteur extérieur. L'antenne d'azimut devrait être contrôlée de la manière indiquée au § 2.3.5. L'emplacement préféré du moniteur extérieur se trouve dans le prolongement de l'axe de piste. Cependant, le support du moniteur peut être une source de dégradation du signal d'azimut. Par conséquent, si l'emplacement de ce moniteur cause une dégradation inacceptable du signal ou rend le contrôle peu satisfaisant du fait de la présence du dispositif lumineux, du radiophare d'alignement de piste ILS, etc., un autre emplacement peut être souhaitable. Cette seconde solution n'est recommandée que si un contrôle incorporé de la radiale d'approche peut être assuré. Les considérations suivantes pourront aider à déterminer l'emplacement du moniteur :

a) Il est souhaitable que le moniteur extérieur soit implanté à la plus grande distance possible pour subir le minimum d'effets en champ proche. Toutefois, il faut limiter cette distance afin d'éviter de fausses alertes dues à des véhicules et aéronefs circulant entre le moniteur et l'antenne d'azimut.

b) Il est souhaitable de limiter le blocage et la distorsion du signal d'azimut par le moniteur extérieur dans la zone finale. Le moniteur extérieur devrait être implanté aussi bas que possible au-dessous du centre de phase de l'antenne d'azimut.

c) Il faudrait limiter le décalage du moniteur extérieur par rapport à l'axe de pointage de l'antenne afin de maintenir la sensibilité de ce moniteur à la stabilité mécanique.

d) Le moniteur extérieur d'azimut devrait être implanté de manière à ne pas affecter le moniteur d'alignement de piste ou à ne pas être affecté par ce dernier.

4.1.2.3 *Implantation de l'antenne d'azimut en arrière du radiophare d'alignement de piste ILS*

4.1.2.3.1 La distance entre le radiophare d'alignement de piste et l'antenne d'azimut MLS dépendra des spécifications relatives à la limitation des obstacles, du terrain disponible, de l'existence d'un alignement de piste arrière et de l'intérêt d'une co-implantation de l'antenne DME/P et de l'antenne d'azimut. Si un alignement de piste arrière est utilisé, il est recommandé de prévoir une distance d'au moins 30 m (100 ft) entre l'antenne d'azimut et l'antenne d'alignement de piste, et l'antenne d'azimut doit être implantée dans l'axe de l'alignement de piste de manière que son plan vertical de symétrie continue cet axe. Pour les antennes d'alignement de piste caractérisées par un rapport élevé de puissance avant-arrière on pourrait prévoir une séparation de moins de 30 m (100 ft). Une fois que l'on connaît la distance entre les antennes d'azimut et d'alignement de piste, on peut utiliser la figure G-22 pour déterminer la hauteur du centre de phase de l'aérien d'azimut par rapport à l'aérien d'alignement de piste. Pour que les erreurs de guidage en azimut causées par la dispersion des signaux par l'antenne d'alignement de piste ILS demeurent sans conséquence (≤ 0,03°) dans l'ensemble du volume de couverture en azimut, on choisit généralement le point « W » (figure G-22) pour déterminer la valeur de la variable « X » de la figure G-22. Si le choix de ce point entraîne une implantation d'antenne d'azimut qui n'est pas conforme aux exigences en matière de limitation des obstacles ou la construction impossible d'un mât, on peut envisager les mesures suivantes :

a) Sachant précisément de quel équipement d'alignement de piste et d'azimut il s'agit, on peut effectuer une analyse pour déterminer la hauteur du centre de phase de l'antenne d'azimut. En général, il est recommandé que cette hauteur soit telle que les erreurs dues à la dispersion du signal par l'antenne d'alignement de piste soient limitées à 0,03°. Cependant, il se peut que cette erreur admissible doive être augmentée compte tenu d'erreurs d'origines différentes telles que des erreurs d'équipement sol et embarqué, des réflexions dans les lobes secondaires par des bâtiments, des réflexions par le sol et des erreurs causées par des aéronefs perturbateurs (voir tableau G-10).

b) On peut choisir un point sur la ligne W – W_N (figure G-22) pour déterminer la valeur de la variable « X ». Il est préférable que le point choisi se trouve aussi près que possible du point « W », et il faut qu'il soit acceptable au point de vue exploitation pour la procédure considérée. Étant donné que l'erreur admissible ayant servi à élaborer ce critère ne représente qu'une faible partie du bilan total d'erreurs de propagation, le signal d'azimut satisfera aux exigences en matière de précision aux endroits situés au-dessous du plan horizontal qui contient le point choisi et le centre de phase de l'antenne d'azimut. Le point jusqu'auquel existe un signal d'azimut acceptable le long de la pente de descente minimale peut être déterminé par des mesures en vol.

4.1.2.3.2 Si un moniteur en champ proche d'alignement de piste se trouve dans le prolongement de l'axe de piste, il faudra peut-être faire varier la hauteur du centre de phase (PCH) de l'antenne d'azimut ou la hauteur de ce moniteur pour limiter les effets du support du moniteur sur le signal d'azimut. Cependant, tant que le support du moniteur se trouve à la même hauteur que les éléments d'antenne d'alignement de piste ou plus bas, il ne faudra probablement aucun autre changement du fait de la présence de ce support.

4.1.2.4 *Intégration des antennes d'azimut et d'alignement de piste*

4.1.2.4.1 *Antenne d'azimut disposée sous l'aérien d'alignement de piste*

4.1.2.4.1.1 On commence par déterminer la hauteur du plan de limitation des obstacles à l'emplacement de l'aérien d'alignement de piste. La distance entre le sol et le plan de limitation des obstacles en ce point devrait être au moins égale à la hauteur de l'antenne d'azimut, socle compris, plus la distance verticale nécessaire entre le sommet de l'antenne d'azimut et

les éléments d'antenne d'alignement de piste. Si cette distance totale n'est pas respectée, il faut envisager une autre configuration de co-implantation.

4.1.2.4.1.2 Selon les résultats d'essais effectués à l'aide d'une antenne log-périodique d'alignement de piste composée de 24 éléments, la séparation verticale entre le sommet de l'antenne d'azimut et la base des éléments de l'antenne d'alignement de piste doit être d'au moins 0,5 m (1,6 ft), une séparation supérieure à 0,7 m (2,3 ft) étant préférée. Pour les radiophares d'alignement de piste comportant des éléments à couplage relativement plus élevé, une plus grande séparation verticale est préférable.

4.1.2.4.2 *Antenne d'azimut disposée à l'intérieur de l'aérien d'alignement de piste*

4.1.2.4.2.1 Dans cette configuration, il n'est peut-être pas nécessaire de considérer la hauteur de la surface de limitation des obstacles puisque l'antenne d'azimut est habituellement plus basse que l'antenne d'alignement de piste déjà en place. Pour intégrer l'antenne d'azimut, il faut apporter sur place à l'antenne d'alignement de piste certaines modifications qui peuvent influencer le signal électromagnétique d'alignement de piste. Cependant, les effets dépendent beaucoup du type de radiophare d'alignement de piste.

4.1.2.4.2.2 Selon des résultats expérimentaux recueillis à l'aide d'un radiophare à double fréquence et à antennes doublets, de légères modifications apportées sur place à l'antenne d'alignement de piste permettent de compenser ces effets. La faisabilité de cette intégration doit être confirmée pour chaque type de radiophare d'alignement de piste.

4.1.2.4.3 S'il existe un moniteur en champ proche ILS, il faut déterminer l'augmentation de la hauteur du centre de phase de l'antenne d'azimut, ou la diminution de la hauteur du moniteur d'alignement de piste, qui est nécessaire pour limiter les effets du support du moniteur sur le signal d'azimut. En général, on peut obtenir des résultats satisfaisants en implantant le centre de phase de l'antenne d'azimut à 0,3 m (1 ft) environ au-dessus du support du moniteur. La valeur exacte dépend de la conception et de l'emplacement du moniteur d'alignement de piste.

4.1.2.5 *Azimut décalé*

4.1.2.5.1 Sur certains emplacements où l'ILS et le MLS doivent être co-implantés, il peut être impossible, pour des raisons matérielles, d'implanter l'antenne d'azimut MLS en avant ou en arrière de l'antenne d'alignement de piste ILS ou d'intégrer ces deux antennes. Une solution avantageuse serait alors de décaler les antennes MLS et DME/P. L'information d'implantation faisant partie des données auxiliaires permettrait de calculer à bord une approche axiale MLS. Les minimums utilisables devraient tenir compte de l'intégrité réalisable de l'équipement combiné intervenant dans le calcul.

4.1.2.5.2 Dans cette configuration de co-implantation, l'implantation préférée consiste à disposer le radome de l'antenne d'azimut dans le plan de l'aérien d'alignement de piste (zone 1 dans la figure G-21). Il est recommandé de ménager une distance minimum de 3 m (10 ft) entre l'équipement d'azimut et l'élément extrême de l'aérien d'alignement de piste.

4.1.2.5.3 S'il n'est pas possible dans la pratique de disposer l'antenne d'azimut par le travers du radiophare d'alignement de piste, on peut l'implanter en arrière du plan de l'aérien d'alignement de piste (zone 2 dans la figure G-21). Le décalage de l'antenne d'azimut doit garantir une distance d'au moins 3 m (10 ft) et empêcher l'aérien d'alignement de piste de faire saillie dans la zone de guidage proportionnel en azimut.

4.1.2.5.4 S'il faut disposer l'antenne d'azimut en avant du plan de l'aérien d'alignement de piste, il peut y avoir dégradation du signal d'alignement de piste. La zone où l'équipement d'azimut exercera probablement le moins d'effet sur le signal d'alignement de piste est dénommée « zone 3 » dans la figure G-21. On peut vérifier l'emplacement de l'antenne d'azimut à l'aide d'une maquette de l'équipement d'azimut.

4.2 Implantation du MLS à l'intérieur d'un dispositif lumineux d'approche

4.2.1 La présence d'un dispositif lumineux d'approche destiné à l'approche dans le sens opposé aura des incidences sur l'implantation de l'antenne d'azimut MLS. Une implantation correcte exige que l'on tienne compte de la couverture nécessaire (voir § 2.3.2), de la nécessité d'éviter de bloquer les faisceaux lumineux, de la limitation des obstacles et des réflexions multiples du signal d'azimut sur les structures des feux.

4.2.2 Ces critères sont applicables à des installations types dans lesquelles les feux d'approche sont pratiquement à la même hauteur ou de plus en plus haut à mesure que l'on s'éloigne de la piste.

4.2.3 Les éléments indicatifs ci-dessous s'appliquent à l'implantation du MLS à l'intérieur d'un dispositif lumineux existant. Il peut être plus pratique d'employer des feux dont la structure n'influe pas sur le signal électromagnétique, si on peut s'en procurer.

4.2.4 S'il n'est pas possible ou pratique d'implanter une antenne d'azimut MLS dans le prolongement de l'axe de piste à 60 m (200 ft) au-delà de la barre extérieure du dispositif lumineux d'approche, cette antenne pourra être disposée à l'intérieur du couloir lumineux, pourvu que les critères ci-après soient respectés :

a) Dans le plan horizontal, l'antenne devrait être disposée dans le prolongement de l'axe de piste, à 300 m au moins de l'extrémité aval de piste et aussi loin que possible du feu le plus proche dans la direction de l'extrémité aval de piste. (De ce fait, le dos de l'équipement d'azimut est placé contre un feu.)

b) La station d'azimut doit être implantée de manière que soit limité le masquage des feux, en particulier dans les limites de la hauteur de décision. La station d'azimut ne devrait masquer aucun feu autre que des feux centraux de barre transversale ou de barrette axiale (l'Annexe 14, volume I, supplément A, § 11.3, donne des indications supplémentaires).

4.2.4.1 Si l'intervalle entre feux adjacents est de 30 m (100 ft) au minimum, le centre de phase devrait se trouver à 0,3 m (1 ft) au minimum au-dessus de la ligne axiale lumineuse du feu le plus proche dans la direction de l'extrémité aval de piste. Cette hauteur pourrait être ramenée à 0,15 m (0,5 ft) au besoin si autrement le site ne pose pas de problèmes importants de multitrajets. Cela peut exiger l'emploi d'une station d'azimut surélevée.

4.2.4.2 Si l'intervalle entre feux adjacents est inférieur à 30 m (100 ft), le centre de phase devrait se trouver à 0,6 m (2 ft) au minimum au-dessus de la ligne axiale lumineuse du feu le plus proche dans la direction de l'extrémité aval de piste.

4.3 Zones critiques et sensibles

4.3.1 Les signaux MLS sont brouillés ou non selon les conditions de réflexion et de masquage qui existent autour des antennes MLS, et aussi selon la largeur de faisceau d'antenne. On considère que les véhicules et les objets fixes se trouvant à moins de 1,7 largeur de faisceau de l'emplacement du récepteur sont dans la zone « intrafaisceau » ; les signaux de guidage MLS subit du fait de ces véhicules et objets fixes du brouillage par multitrajets dans le lobe principal. Dans le cas type, les largeurs de faisceau de l'équipement sol sont fixées de manière qu'il n'y ait pas de réflexion intrafaisceau en azimut le long de l'alignement d'approche finale et pas de multitrajets intrafaisceau en site le long des alignements de descente officiels. Cependant, des objets mobiles peuvent, en pénétrant dans les zones de multitrajets intrafaisceau, causer des réflexions gênantes des signaux de guidage ou masquer ces signaux à tel point que ceux-ci deviennent inacceptables. Les zones dans lesquelles des véhicules peuvent causer de telles dégradations des performances doivent être définies et reconnues. Pour élaborer des critères de zonage protectif, il est possible de répartir ces zones dans deux catégories : les zones critiques et les zones sensibles.

a) La zone critique MLS est une zone de dimensions définies de part et d'autre des antennes d'azimut et de site, dans laquelle la présence de véhicules, aéronefs compris, est exclue pendant toutes les opérations MLS. La zone critique

est protégée parce que la présence de véhicules ou d'aéronefs dans ses limites cause des perturbations inacceptables des signaux de guidage.

b) La zone sensible MLS est une zone s'étendant au-delà de la zone critique et dans laquelle on réglemente le stationnement ou les mouvements des véhicules, aéronefs compris, pour qu'il n'y ait aucune possibilité de brouillage inacceptable des signaux MLS pendant les opérations MLS. La zone sensible assure une protection contre le brouillage par de gros objets qui se trouvent hors de la zone critique mais encore normalement dans les limites de l'aérodrome.

Note 1.— Dans les cas où le brouillage des signaux ne peut se produire qu'à une certaine hauteur au-dessus du sol, on emploie les termes « volume critique » et « volume sensible ».

Note 2.— On définit des zones critiques et sensibles pour assurer une protection adéquate des signaux de guidage MLS. Ces termes sont utilisés différemment par les États. Dans certains d'entre eux, le terme « zone critique » désigne aussi la zone appelée « zone sensible » dans le présent supplément.

4.3.2 On trouvera dans les figures G-23 et G-24 des exemples types de zones critiques et sensibles à protéger. Les valeurs numériques indiquées dans les tableaux des figures G-23 et G-24 s'appliquent dans le cas de procédures d'approche telles que l'angle de site mesure 3° minimum. Pour garantir la qualité du signal, il est nécessaire, normalement, d'interdire l'entrée de tous les véhicules et la circulation au sol ou le stationnement d'aéronefs dans cette zone pendant toutes les opérations MLS. La zone critique déterminée pour chaque antenne d'azimut et de site devrait être clairement désignée. Il faut peut-être prévoir des moyens de signalisation appropriés sur les voies de circulation et sur les voies routières qui pénètrent dans la zone critique afin de limiter l'entrée des véhicules et aéronefs.

4.3.3 On peut avoir recours à la technique de modélisation par ordinateur pour calculer l'amplitude et la durée des perturbations du signal causées par des structures ou des aéronefs de dimensions diverses, différemment orientés et se trouvant à différents emplacements. Dans le cas type, pour utiliser un tel modèle on a besoin de connaître les paramètres suivants : largeurs de faisceau d'antenne et dimensions, emplacement et orientation des objets réfléchissants ou masquants. En tenant compte de la dégradation multitrajets maximum admissible du signal due à des aéronefs présents au sol, on peut déterminer les zones critiques et sensibles correspondantes. Cette méthode a permis d'élaborer les figures G-23 et G-24 après validation de modèles informatiques comprenant des comparaisons, en des points choisis, des résultats calculés avec des données effectivement recueillies sur le terrain et en vol sur le brouillage des signaux de guidage MLS par des aéronefs en stationnement.

4.3.4 Il suffit en général de contrôler les zones critiques et de désigner des zones sensibles sur l'aérodrome pour protéger les signaux MLS contre les multitrajets causés par de grandes structures fixes au sol. Cela est particulièrement important si l'on considère les dimensions des nouvelles constructions. Les structures existant hors des limites de l'aérodrome ne nuisent généralement pas à la qualité du signal MLS tant qu'elles répondent aux critères de limitation des obstacles.

4.3.5 La limite de la zone protégée (zone critique et zone sensible combinées) est définie de manière que le brouillage causé par des aéronefs et des véhicules se trouvant au dehors ne cause pas d'erreurs dépassant les valeurs admissibles types fixées pour les effets de propagation. Pour la protection des profils d'approche axiale, les erreurs admissibles qu'indiquent les tableaux G-10 et G-11 pour un milieu de propagation « propre » et un milieu « complexe » se calculent comme suit. Les erreurs admissibles de l'équipement sont soustraites (selon la méthode de la racine carrée de la somme des carrées, ou RSS) des limites d'erreurs du système au point de repère d'approche (ARD) et le reste du bilan d'erreurs peut être attribué aux anomalies de propagation. Il est tenu compte de la réflexion par le sol aux emplacements propres comme aux emplacements complexes, tandis qu'en milieu complexe une marge est prévue pour tenir compte de causes supplémentaires d'erreurs telles que des vibrations de la structure sur laquelle repose le MLS, des signaux résultant de la diffraction causée par exemple par les feux et supports de feux d'approche (ALS) ou des réflexions latérales plus intenses. Enfin, on dispose de 70 % du reste pour définir la limite de la zone protégée. On dispose donc du reste des erreurs pour définir les limites de la zone protégée pour les cas extrêmes d'un milieu de propagation très propre où il n'y a que des réflexions par le sol et d'un milieu très complexe où existent plusieurs causes importantes d'erreurs de propagation.

4.3.6 Les zones critiques MLS sont moins étendues que les zones critiques ILS. Lorsque les antennes MLS sont disposées très près des antennes ILS, dans la plupart des cas les zones critiques ILS protègent le MLS pour des trajectoires d'approche semblables.

Note.— Il est possible de réduire l'étendue des zones critiques et sensibles MLS en faisant des mesures ou une analyse dans lesquelles intervient le milieu précis en question. Il est recommandé que des échantillons soient prélevés au moins tous les 15 m (50 ft).

4.3.7 *Azimut*. Pour une antenne d'azimut servant à une approche dans l'axe suivant l'azimut zéro degré, la zone critique doit être la zone comprise entre l'antenne d'azimut et l'extrémité aval de la piste. La zone sensible que représente la figure G-23A assure une protection supplémentaire du signal pendant les opérations d'atterrissage par faible visibilité. En général, la zone sensible d'azimut se trouve dans les limites de la piste, de sorte qu'il est possible de réglementer adéquatement l'ensemble de la circulation pour éviter tout brouillage inacceptable des signaux MLS. Pour déterminer les longueurs de la zone sensible qu'indique le tableau G-12A, on a admis que l'avion de type B-727 (ou B-747) qui vient d'atterrir a dégagé la piste avant que l'avion qui s'apprête à atterrir ne parvienne à 90 m (300 ft) [ou 180 m (600 ft) pour un B-747] de hauteur. Cette hypothèse résulte des facteurs suivants :

a) séparation de 5,6 km (3 NM) derrière les aéronefs de dimensions comparables à celles du B-747 ;

b) séparation de 3,7 km (2 NM) derrière les aéronefs de dimensions comparables à celles du B-727 ;

c) temps d'occupation de la piste par l'avion qui vient d'atterrir : 30 secondes ;

d) vitesse de l'aéronef en cours d'approche : environ 220 km/h (2 NM/min).

4.3.7.1 Il est nécessaire de protéger une zone sensible supplémentaire pour l'équipement d'azimut d'approche assurant le guidage des aéronefs à la surface de la piste. Étant donné la faible densité de puissance reçue par un aéronef au sol dont l'antenne de réception est à la limite inférieure de la couverture, la densité de puissance relative du faisceau d'azimut diffracté par le bord de fuite de la dérive d'un aéronef qui quitte une piste ou s'en approche peut être importante et créer des effets de multitrajets intrafaisceau. Les surfaces types à l'intérieur desquelles une dérive d'aéronef ne devrait pas pénétrer sont décrites à la figure G-23B. Il y a des secteurs angulaires commençant à l'antenne d'azimut avec une demi-largeur de 1,7 largeur de faisceau centrée sur l'axe d'une piste. La demi-largeur se limite à la valeur donnée au tableau G-12E pour un centre de phase d'antenne d'azimut à 1,4 m (4,6 ft) au-dessus d'une piste plane. Si la densité de puissance reçue au sol est différente de ce qui est escompté de la propagation au-dessus d'un terrain plat, certaines corrections doivent être appliquées. Il a été déterminé par exemple que si la densité de puissance réelle à 2,5 m (8 ft) au-dessus de la piste est supérieure de 6 dB (par exemple, parce que le centre de phase de l'antenne d'azimut est deux fois plus haut), la demi-largeur de la zone sensible peut être réduite de 6 m (20 ft) (ou augmentée si la densité de puissance est inférieure de 6 dB).

4.3.7.2 Pour une antenne d'azimut servant à une approche décalée, les zones critiques et sensibles dépendront de l'emplacement de l'antenne d'azimut et de l'orientation de la route d'approche par rapport à l'azimut zéro degré. La zone critique s'étend sur 300 m (1 000 ft) minimum devant l'antenne d'azimut. Pour éviter tout masquage pendant les opérations d'atterrissage, une zone sensible doit assurer une protection supplémentaire. Le tableau G-12B indique la longueur de la zone sensible pour une installation d'azimut déportée. Lorsqu'une procédure est exécutée suivant un azimut autre que l'azimut zéro degré, la projection horizontale doit tenir compte de l'étalement du faisceau. La figure G-25 représente des exemples types.

Note.— Les présents éléments indicatifs s'appliquent également à une antenne d'azimut remplissant la fonction d'azimut arrière.

4.3.7.3 *Zones critiques et sensibles pour la procédure d'approche axiale calculée*. La figure G-26 donne une idée générale de la zone à protéger des mouvements incontrôlés de véhicules et d'aéronefs au sol. La forme exacte de cette zone dépend de l'emplacement de l'antenne d'azimut, de la distance de l'antenne d'azimut au seuil, de la hauteur de décision, du type d'aéronef évoluant à proximité de l'installation, et de l'environnement multitrajets.

4.3.7.3.1 Pour déterminer la zone à protéger, il convient de procéder comme suit :

a) déterminer la direction du segment de droite AG (figure G-26) qui relie l'antenne d'azimut (point A) au point le plus proche de la piste où le guidage est nécessaire (point G) ;

b) situer le point C, sur le segment de droite AG, à une distance de l'antenne d'azimut que l'on tire du tableau G-12C ou G-12D en partant de la distance de l'antenne d'azimut au seuil, de la taille du plus gros aéronef se trouvant au sol et de la hauteur du point G sur l'alignement de descente minimal ;

c) tracer le segment de droite AB de même longueur que le segment de droite AC, donner à l'angle formé par ces deux segments de droite une valeur correspondant aux multitrajets intrafaisceau (1,7 largeur de faisceau) et une valeur admissible de l'écart par rapport à la trajectoire de vol, qui tient compte des écarts que l'aéronef en cours d'approche commet par rapport à la route d'approche nominale ;

d) déterminer la direction du segment de droite AF mené de l'antenne d'azimut au point F à 300 m (1 000 ft) de hauteur sur l'alignement de descente minimal ;

e) déterminer la direction du segment de droite AD qui fait avec AF un angle égal à 1,7 largeur de faisceau ;

f) tirer du tableau G-12C ou G-12D la longueur du segment de droite AD en partant de la hauteur du point F ;

g) protéger la zone délimitée par le polygone ABCD.

4.3.7.3.2 En général, les parties du polygone ABCD de la figure G-26 qui sont situées à moins de 300 m (1 000 ft) ou 600 m (2 000 ft) au minimum de l'antenne d'azimut doivent être les zones critiques respectivement en cas d'exploitation d'aéronefs de dimensions comparables à celles du B-727 et en cas d'exploitation d'aéronefs de dimensions comparables à celles du B-747. Le reste du polygone doit être une zone sensible. Dans la mesure du possible, l'antenne d'azimut doit être déportée sur le côté de la piste, à l'opposé des voies de circulation en service. Dans le cas d'installations telles que l'antenne d'azimut est reculée de moins de 300 m (1 000 ft) ou située en avant de l'extrémité aval de piste, une analyse détaillée et l'étude du plan de l'aéroport permettront peut-être de réduire la zone à protéger.

4.3.7.4 *Zones critiques et sensibles pour les procédures MLS/RNAV.* Pour les procédures d'approche MLS/RNAV, il faut étendre les zones critiques et sensibles en vue de la protection contre les multitrajets intrafaisceau dans les secteurs utilisés. Les zones étendues protègent des procédures d'approche que l'ILS ne permet pas. La longueur de la zone à protéger dépend de la surface de hauteur minimum en exploitation, tirée du tableau G-13. La figure G-27 contient des renseignements servant à déterminer la zone à protéger. Pour une vaste gamme de profils, la simulation indique que, là où sont utilisés des aéronefs de dimensions comparables à celles du B-727, une protection adéquate sera assurée si les 300 premiers mètres (1 000 premiers pieds) de la zone protégée constituent une zone critique et le reste une zone sensible. Pour les aéronefs de dimensions comparables à celles du B-747, on considère les 600 premiers mètres (2 000 premiers pieds). Pour des profils d'approche plus hauts, la longueur tirée du tableau G-13 ou de la relation qui l'accompagne peut être inférieure ; dans ce cas la zone étendue tout entière doit être une zone critique. On pourra se montrer encore plus souple en procédant à une analyse dans laquelle interviennent le profil d'approche particulier et l'environnement aéroportuaire.

4.3.8 *Site*. La zone critique de site à protéger résulte du volume critique indiqué dans la figure G-24. Normalement, aucune zone sensible n'est définie pour l'antenne de site. Comme la limite inférieure du volume critique se trouve normalement nettement au-dessus du niveau du sol, les aéronefs peuvent attendre près de l'antenne de site tant qu'ils ne font pas saillie au-dessus de cette limite inférieure.

4.3.8.1 En cas d'implantation normale d'une antenne de site de 1,0° de largeur de faisceau sur un terrain plat, le fuselage de la plupart des types d'aéronefs n'atteint pas la limite inférieure du volume critique indiqué dans la figure G-24.

4.3.8.2 Pour une antenne de site de 1,5° de largeur de faisceau, on peut tolérer que le fuselage d'un aéronef fasse saillie dans une certaine mesure au-dessus de la limite inférieure du volume critique indiqué dans la figure G-24 si l'on définit

comme volume sensible la partie inférieure du volume critique comprise entre 1,5° et 1,7 largeur de faisceau au-dessous de l'alignement de descente minimal. Aux emplacements où les tolérances sont bien respectées, les aéronefs peuvent attendre devant l'antenne pourvu :

a) que l'angle qui sépare l'alignement de descente du sommet du fuselage de l'aéronef mesure 1,5° minimum ;

b) que la dérive de l'aéronef ne fasse pas saillie au-dessus de la limite inférieure du volume critique ;

c) que le fuselage soit orienté perpendiculairement à l'axe.

4.3.8.3 Pour les procédures MLS/RNAV, il faut étendre la projection horizontale de la zone critique de site pour garantir la qualité du signal de site le long de la route d'approche nominale (figure G-28). Les zones étendues protègent des procédures d'approche que l'ILS ne permet pas. Les caractéristiques de la projection verticale (figure G-24) restent inchangées, et on remarquera que la limite inférieure est rapportée à la route d'approche nominale. Les présents éléments indicatifs s'appliquent à une vaste gamme de profils. On pourra se montrer encore plus souple en procédant à une analyse dans laquelle interviennent le profil d'approche particulier et l'environnement aéroportuaire.

5. Aspects opérationnels de l'implantation de l'équipement sol DME

5.1 Toutes les fois que cela sera possible, l'équipement DME devrait indiquer au pilote la distance de l'aéronef au point de toucher des roues pour répondre aux besoins opérationnels actuels.

5.1.1 Lorsqu'un DME/P est mis en place en même temps que le MLS, l'équipement embarqué peut déterminer la distance de l'aéronef au point d'origine MLS d'après les coordonnées comprises dans les données MLS. Le DME/P devrait indiquer la distance de l'aéronef à son emplacement.

6. Rapports mutuels entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol

6.1 Les rapports sont jugés nécessaires pour garantir que les aéronefs ne recevront pas de guidage incomplet qui puisse compromettre la sécurité, mais continueront néanmoins de recevoir un guidage valide qui peut être utilisé en sécurité au cas où certaines fonctions ne seraient plus assurées.

Note.— Les rapports mutuels entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol sont présentés dans le tableau G-14.

7. Équipement embarqué

7.1 Généralités

7.1.1 Les paramètres et tolérances d'équipement embarqué qui figurent dans la présente section doivent permettre d'interpréter les normes du chapitre 3, § 3.11, et tiennent compte comme il convient :

a) des variations des paramètres de l'équipement sol dans les limites définies au chapitre 3, § 3.11 ;

b) des manœuvres, vitesses et assiettes normales des aéronefs à l'intérieur du volume de couverture.

Note 1.— L'équipement embarqué comprend les antennes de bord, le récepteur embarqué, l'interface avec le pilote et les interconnexions nécessaires.

Note 2.— L'Organisation européenne pour l'équipement de l'aviation civile (EUROCAE) et la Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) ont procédé à la mise au point et à la coordination de « spécifications de performances minimales » détaillées pour l'avionique MLS. L'OACI communique régulièrement aux États contractants des listes à jour des publications de ces organisations qui sont coordonnées à l'échelon international conformément aux Recommandations 3/18 a) et 6/7 a) de la septième Conférence de navigation aérienne.

7.1.2 *Décodage de fonctions*

7.1.2.1 L'équipement embarqué doit être capable de décoder et de traiter les fonctions d'azimut d'approche, d'azimut d'approche à cadence élevée, d'azimut arrière et de site d'approche, ainsi que les données qu'exige l'opération prévue.

7.1.2.2 En outre, le récepteur utilise des techniques destinées à éviter tout traitement résultant de la présence de préambules de fonction noyés dans les champs données de mots de données de base et de mots de données auxiliaires et le rayonnement de lobes secondaires du faisceau battant. L'une des techniques utilisables consiste à décoder tous les préambules de fonction. À la suite du décodage d'un préambule, la détection et le décodage de tous les préambules de fonction sont arrêtés pendant un laps de temps correspondant à la longueur de la fonction.

7.1.2.3 L'information de distance est décodée à part.

7.1.3 Le récepteur décode toute la gamme d'angles autorisés par le format de signal pour chaque fonction. L'angle de guidage est déterminé par mesure de l'intervalle de temps à la réception entre les enveloppes des balayages « ALLER » et « RETOUR ». La relation entre l'angle décodé et cet intervalle de temps satisfait à l'équation figurant au chapitre 3, § 3.11.4.5.

7.1.4 Le récepteur est capable d'assurer le traitement normal de chaque fonction rayonnée quelle que soit la position de la fonction dans les séquences d'émission.

7.1.5 Si l'information sur l'azimut d'approche ou l'azimut arrière MLS utilisé apparaît sur le sélecteur ou sur les instruments, elle doit être affichée en degrés magnétiques. Les récepteurs fonctionnant en mode automatique affichent les renseignements pertinents communiqués par la station sol dans le mot de données de base 4.

7.1.6 Le récepteur a la possibilité de sélectionner à la fois manuellement et automatiquement la route d'approche, l'angle de site et la radiale d'azimut arrière. En mode automatique, la sélection se fait comme suit :

7.1.6.1 *Azimut d'approche* – sélectionner l'inverse angulaire de l'orientation magnétique de l'azimut d'approche dans le mot de données de base 4.

7.1.6.2 *Angle de site* – sélectionner l'alignement de descente minimal dans le mot de données de base 2.

7.1.6.3 *Azimut arrière* – sélectionner l'orientation magnétique de l'azimut arrière dans le mot de données de base 4.

Note.— Le récepteur indique si l'information de déviation est rapportée au signal d'azimut arrière.

7.1.7 Le récepteur embarqué MLS doit être d'une intégrité compatible avec l'intégrité globale du MLS, qui est d'au moins $1 - 1 \times 10^{-7}$ lors d'un atterrissage quelconque.

7.1.8 L'équipement embarqué qui est utilisé pour les opérations MLS/RNAV doit pouvoir afficher sans ambiguïté la procédure choisie.

7.2 Réponse radiofréquence

7.2.1 *Largeur de bande d'acceptation*

7.2.1.1 Le récepteur devrait répondre aux spécifications d'acquisition et de performances lorsque la fréquence du signal reçu est décalée de ±12 kHz par rapport à la fréquence centrale normale du canal. Ce chiffre tient compte d'un décalage de l'émetteur au sol de ±10 kHz, ainsi que d'un effet Doppler de ±2 kHz. Le récepteur devrait décoder toutes les fonctions indépendamment des différents décalages de fréquence d'une fonction par rapport à l'autre.

7.2.2 *Sélectivité*

7.2.2.1 Lorsque le récepteur est accordé sur un canal inutilisé et qu'un signal MLS non désiré d'un niveau supérieur de 33 dB au niveau spécifié au chapitre 3, § 3.11.4.10.1, pour la MDPD d'azimut d'approche est émis sur l'un des canaux restants, le récepteur ne devrait pas acquérir le signal.

7.2.3 *Réponse parasite sur le canal*

7.2.3.1 Les performances du récepteur devraient être conformes aux spécifications du chapitre 3, § 3.11.6, lorsque, en plus, un brouillage sur le même canal de niveau inférieur ou égal au niveau spécifié au chapitre 3, § 3.11.4.1.4, est reçu.

7.2.4 *Brouillage résultant d'émissions hors bande*

7.2.4.1 Les performances du récepteur doivent être conformes aux spécifications du chapitre 3, § 3.11.6, lorsque, de plus, un brouillage de niveau inférieur ou égal à –124,5 dBW/m^2 résultant de signaux non désirés est capté par l'antenne du récepteur MLS.

7.3 Traitement du signal

7.3.1 *Acquisition*

7.3.1.1 Le récepteur devrait, lorsqu'il reçoit un signal de guidage conforme aux spécifications du chapitre 3, § 3.11.4, acquérir et valider ce signal, avant de faire la transition au mode poursuite, en moins de 2 secondes le long de la portion critique de l'approche, et en moins de 6 secondes aux limites de la couverture.

7.3.1.2 L'acquisition du signal de guidage en azimut d'approche ou en azimut d'approche à cadence élevée n'est pas permise au-dessous de 60 m (200 ft).

Note.— Au-dessous de 60 m (200 ft), il y a un risque d'acquérir un faux signal de guidage, le niveau du signal multitrajet pouvant se trouver au-dessus du niveau du signal direct. Une perte de puissance de l'aéronef ou le réglage d'accord par le pilote sont des causes possibles d'une acquisition au-dessous de 60 m (200 ft). Il conviendrait de prendre des mesures techniques ou opérationnelles pour éviter cette situation.

7.3.2 *Poursuite*

7.3.2.1 Au cours de la poursuite, le récepteur devrait assurer une protection contre les signaux parasites de courte durée (moins de 1 s) et à large amplitude. Lorsque la poursuite est réussie, le récepteur devrait fournir une information de guidage valide avant de supprimer l'avertissement. Pendant le fonctionnement en mode poursuite, le processus de validation devrait continuer de fonctionner.

7.3.2.2 À la suite d'une perte du signal en cours de poursuite durant plus d'une seconde, le récepteur devrait fournir un signal d'avertissement. Pendant une seconde, l'information de guidage devrait conserver sa dernière valeur de sortie.

Note 1.— Un signal de guidage validé est un signal qui répond aux critères ci-après :

a) l'identification de fonction correcte est décodée ;

b) le signal de séquencement du préambule est décodé ;

c) les faisceaux battants « ALLER » et « RETOUR » ou les signaux de guidage complémentaire gauche/droite sont présents et disposés symétriquement de part et d'autre du temps de point médian ;

d) la largeur de faisceau détecté est comprise entre 25 et 250 μs.

Note 2.— La validation du signal de guidage exige aussi que le récepteur confirme de façon répétée que le signal en cours d'acquisition ou de poursuite est le signal le plus fort pendant au moins 1 s.

7.3.2.3 L'aéronef devrait être sur l'axe de la piste ou sur l'angle d'azimut choisi à 200 ft et le récepteur doit être en mode poursuite. Au-dessous de cette hauteur, le récepteur doit continuer à suivre le signal d'azimut d'approche ou d'azimut d'approche à cadence élevée dans la mesure où ce signal code un angle à l'intérieur d'un secteur étroit centré sur l'axe de la piste ou sur l'angle d'azimut choisi même si d'autres signaux ont jusqu'à 10 dB de plus que le signal suivi.

7.3.3 *Fonctions de données*

7.3.3.1 *Acquisition des données*. On distingue deux parties dans les performances recommandées en ce qui concerne l'acquisition à bord des données fournies par la fonction de données de base ou par la fonction de données auxiliaires : le temps alloué pour acquérir les données et la probabilité d'une erreur non détectée dans les données acquises.

7.3.3.1.1 À la densité de puissance minimale du signal, le temps d'acquisition des données contenues dans le mot de données de base 2, qui sont émises à la cadence de 6,25 Hz, ne dépasse pas 2 secondes avec une probabilité de 95 %. Le temps d'acquisition des données qui sont émises à la cadence de 1 Hz ne dépasse pas 6 secondes sur une base de 95 %.

7.3.3.1.2 Dans le processus d'acquisition, le récepteur décode les mots de données appropriés et exécute certaines vérifications pour s'assurer que la probabilité d'erreurs non détectées ne dépasse pas 1×10^{-6} à la densité de puissance minimale du signal pour les données qui exigent ce niveau d'intégrité. Le respect des spécifications de performances recommandées pour les erreurs non détectées peut exiger un traitement supplémentaire des données par l'équipement embarqué, en plus du simple décodage. Par exemple, on peut traiter des échantillons multiples du même mot de données.

7.3.3.1.3 Si le récepteur n'acquiert pas les données indispensables à l'opération prévue, un avertissement approprié doit être donné.

7.3.3.1.4 À la densité de puissance minimale du signal, le temps d'acquisition de tous les mots de données nécessaires aux opérations MLS/RNAV (mots de données auxiliaires B1-B41, A1/B42, A2, A3 et A4/B43, et mot de données de base 6) ne doit pas dépasser 20 secondes avec une probabilité de 95 %. L'équipement MLS/RNAV doit garantir que la probabilité d'erreurs non détectées pour ce bloc de données ne dépasse pas $0{,}5 \times 10^{-9}$. Cette performance suppose une amélioration de

2 dB du rapport signal-bruit. On peut y parvenir en réduisant la perte de câble ou la marge de bruit ou en améliorant la sensibilité du récepteur (voir le bilan de puissance de l'équipement embarqué au tableau G-2). En outre, il est prévu qu'avec des niveaux de signal supérieurs à cette valeur, le temps d'acquisition sera inférieur à 20 secondes.

7.3.3.2 *Validation des données*. Il est recommandé qu'après l'acquisition des données, le récepteur confirme à plusieurs reprises que les données qu'il reçoit sont les mêmes que les données acquises. Le récepteur doit décoder plusieurs données consécutives et identiques différentes des données acquises précédemment avant d'accepter les nouvelles données décodées.

7.3.3.2.1 En ce qui concerne les données nécessaires aux opérations MLS/RNAV, l'équipement embarqué soumet les données à un contrôle de redondance cyclique (CRC) pour s'assurer qu'on a atteint un niveau d'intégrité suffisant. Les données qui continuent à être reçues continuent à être validées. L'équipement MLS/RNAV n'accepte pas un nouveau bloc de données à utiliser jusqu'à ce qu'il soit validé par le CRC avant de commencer à accepter les nouvelles données décodées.

7.3.3.3 *Perte de données*. Moins de 6 secondes après la perte de données de base ou de données auxiliaires qui sont émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit inférieur ou égal à 2 secondes, le récepteur donne un avertissement approprié et supprime les données existantes. Moins de 30 secondes après la perte de données auxiliaires autres que celles dont il vient d'être question, le récepteur donne un avertissement approprié.

7.3.3.3.1 En ce qui concerne les données nécessaires aux opérations MLS/RNAV, l'équipement embarqué n'efface pas les données existantes après la validation sauf dans les conditions décrites au § 7.3.3.2.1. Un bloc de données MLS/RNAV qui a été validé par le CRC n'est pas effacé tant qu'un nouveau bloc de données avec une identification d'équipement sol différente dans le mot de données de base 6 n'a pas été reçu, qu'un nouveau canal MLS n'a pas été sélectionné ou que l'alimentation est maintenue. En outre, le bloc de données n'est pas effacé lors d'une transition à la couverture d'azimut arrière.

7.3.4 *Performances en présence de multitrajets*

7.3.4.1 Là où la densité de puissance du signal rayonné est assez élevée pour que la part du souffle de l'équipement embarqué soit négligeable, les spécifications ci-après devraient s'appliquer pour les fréquences de sinuosités comprises entre 0,05 Hz et 999 Hz.

7.3.4.1.1 *Multitrajets intrafaisceau.* Les signaux multitrajets codés à moins de deux largeurs de faisceau du signal direct et aux amplitudes inférieures de 3 dB ou plus au signal direct ne devraient pas diminuer la précision du guidage en angle de plus de ±0,5 largeur de faisceau (erreur de crête). Le récepteur ne doit pas perdre le signal lorsque cette situation se produit.

7.3.4.1.2 Multitrajets hors faisceau. Les signaux multitrajets codés à deux largeurs de faisceau ou plus du signal direct et aux amplitudes inférieures de 3 dB ou plus au signal direct ne devraient pas diminuer la précision du guidage en angle de plus de ±0,02 largeur de faisceau. Dans le cas des signaux d'azimut, et dans un secteur étroit autour de l'axe de la piste ou autour de l'angle d'azimut choisi, les signaux multitrajets ayant une amplitude jusqu'à 10 dB au-dessus du signal direct et ne déformant pas le faisceau direct indiqué au chapitre 3, § 3.11.5.2.1.3, ne devraient pas diminuer la précision du guidage en angle de plus de ±0,02 largeur de faisceau. Le récepteur ne doit pas perdre le signal lorsque cette situation se produit.

7.3.5 *Guidage complémentaire*

7.3.5.1 L'équipement embarqué devrait fournir une information de guidage complémentaire chaque fois que l'antenne est en présence d'un signal valide de guidage complémentaire.

7.3.5.2 Lorsque l'angle décodé indiqué est extérieur au secteur de guidage proportionnel défini à l'appendice A, tableau A-7, le signal de guidage MLS doit être interprété comme étant un signal de guidage complémentaire.

7.3.5.3 Lorsque des impulsions de guidage complémentaire sont émises, le récepteur doit être en mesure de traiter la gamme des formes d'enveloppes d'impulsions qui peuvent apparaître au moment de la transition entre les signaux de guidage complémentaire et de faisceau battant. L'enveloppe d'une impulsion donnée dépend de la position du récepteur, de la largeur du faisceau de l'antenne de balayage, ainsi que de la phase relative et des rapports d'amplitude des signaux de guidage complémentaire et de faisceau battant, comme le montre la figure G-17. Il faudra aussi que le récepteur traite les rapides variations d'angle indiqué de l'ordre de 1,5° (amplitude de crête) hors des limites de guidage proportionnel.

7.3.5.4 Dans les récepteurs qui sont capables de sélectionner ou d'afficher une information de guidage en angle supérieure à ±10°, les limites de couverture proportionnelle qui sont contenues dans les données de base doivent être décodées et servir à prévenir l'utilisation d'un guidage erroné.

7.4 Commande et information

7.4.1 *Facteur d'échelle de déviation en azimut d'approche et en site d'approche*

7.4.1.1 *Azimut d'approche.* Lorsque l'information de déviation en azimut d'approche doit avoir les mêmes caractéristiques de sensibilité que dans le cas de l'ILS, elle est fonction de la « distance antenne d'azimut d'approche-seuil » comprise dans les données de base, conformément au tableau suivant :

Distance antenne d'azimut d'approche-seuil (ATT)	Largeur nominale d'alignement
0 – 400 m	±3,6°
500 – 1 900 m	±3,0°
2 000 – 4 100 m	$\pm \text{arc tg}\left(\frac{105}{\text{ATT}}\right)$ degrés
4 200 – 6 300 m	±1,5°

7.4.1.2 *Site d'approche.* L'information de déviation est une fonction continue de l'angle de site Θ sélectionné manuellement ou automatiquement, exprimée par la formule Θ/4 = une demi-largeur nominale d'alignement de descente, de sorte que les largeurs d'alignement de descente concordent nominalement avec les exemples suivants :

Angle de site sélectionné	Largeur nominale d'alignement de descente
3°	±0,75°
7,5°	±1,875°

Note.— Ces caractéristiques de sensibilité s'appliquent aux angles de 7,5° au maximum.

7.4.2 *Caractéristiques du filtre de sortie de données d'angle*

7.4.2.1 *Retards de phase.* Pour les fréquences d'entrée sinusoïdales, en vue d'une interface correcte avec le pilote automatique, le filtre de sortie du récepteur n'induit pas de retard de phase supérieur aux valeurs suivantes :

a) 4° de 0,0 à 0,5 rad/s pour la fonction d'azimut ;

b) 6,5° de 0,0 à 1,0 rad/s et 10° à 1,5 rad/s pour la fonction de site.

7.4.3 *Alignement de descente minimal.* Lorsqu'il est possible de choisir l'angle de site d'approche, un avertissement approprié doit être donné si l'angle choisi est inférieur à l'alignement de descente minimal indiqué dans le mot de données de base 2.

7.4.4 *Bits d'état.* Il est recommandé qu'un avertissement approprié soit donné lorsque les bits d'état de fonction, dans les données de base acquises, indiquent que la fonction correspondante n'est pas rayonnée ou qu'elle est rayonnée en mode essai.

7.5 Emploi du guidage en azimut arrière pour les approches interrompues et les départs

7.5.1 *Angles d'azimut arrière utilisables*

7.5.1.1 Selon des essais en vol, il est possible d'utiliser à titre de guidage de navigation pour les approches interrompues et les départs des angles d'azimut arrière faisant ±30° maximum avec l'axe de la piste. Avec des techniques d'interception appropriées, on pourrait juger acceptables des angles supérieurs jusqu'aux limites utilisables de la couverture en azimut arrière. Dans le cas du départ, on peut utiliser le signal d'azimut arrière pour le guidage axial d'un bout à l'autre du roulement au décollage et du départ initial. Le virage pour intercepter l'angle d'azimut arrière devrait se faire à une altitude acceptable du point de vue de l'exploitation, et la procédure prescrite doit être protégée conformément à des critères de franchissement d'obstacles appropriés.

7.5.2 *Échelle de déviation en azimut arrière*

7.5.2.1 L'échelle de déviation en azimut arrière doit être assez grande pour permettre les départs sur radiale d'azimut arrière et les approches interrompues qui ne se font pas suivant l'azimut d'approche, aussi bien que les routes d'approche interrompue et de départ prolongeant l'azimut d'approche. Une très forte sensibilité cause des dépassements latéraux et limite l'utilité du signal, alors qu'une très faible sensibilité entraîne l'occupation d'un vaste espace aérien. Une sensibilité nominale telle que ±6° correspondant à la largeur de l'alignement permet une interception acceptable des radiales d'azimut arrière en cours d'approche interrompue et de départ.

7.5.3 *Commutation de l'azimut d'approche à l'azimut arrière*

7.5.3.1 Après le début d'une approche interrompue pour laquelle on utilise le guidage en azimut arrière, le guidage doit être commuté de l'azimut d'approche à l'azimut arrière. Cette commutation effectuée automatiquement ou manuellement, vise à assurer un guidage continu utilisable dans toute la séquence d'approche interrompue. La commutation ne devrait pas se produire avant que l'aéronef ne reçoive un signal d'azimut arrière validé, mais elle devrait se produire avant que le guidage en azimut d'approche ne devienne trop sensible pour être suivi. La commutation fondée sur la perte de l'azimut d'approche peut ne pas avoir lieu avant que l'aéronef n'arrive très près de l'antenne d'azimut d'approche, et dans ce cas le guidage n'est pas utilisable. La commutation fondée seulement sur la perte du guidage en site peut se produire avant que l'aéronef ne reçoive un signal d'azimut arrière valide. Toutefois, la commutation pourrait être fondée sur la perte du guidage en site une fois que le signal d'azimut arrière a été validé. La commutation automatique en un point situé exactement ou approximativement à mi-chemin entre les deux antennes d'azimut permettra à l'aéronef de disposer d'un guidage continu pendant la transition. La méthode de commutation à mi-chemin entre les antennes exigera peut-être l'utilisation d'une information DME dans le récepteur MLS. Il faut prendre des précautions pour que la commutation azimut d'approche – azimut arrière ne se fasse pas automatiquement à moins qu'une approche interrompue n'ait été amorcée.

8. Fonctionnement du MLS à la limite et à l'extérieur des secteurs de couverture MLS publiés

8.1 Les limites des secteurs de guidage proportionnel en azimut sont communiquées dans les mots de données de base 1 et 5. Ces limites ne sont pas les angles d'azimut d'approche et d'azimut arrière MLS maximums utilisables, qui sont normalement inférieurs. Par exemple, pour une installation d'azimut d'approche produisant un secteur de guidage proportionnel de ±40°, il y aura jusqu'à ±37° environ des angles d'azimut d'approche MLS utilisables de ±3° de largeur maximum d'alignement. Pour une installation d'azimut arrière, il y aura jusqu'à moins de 6° des limites du secteur de guidage proportionnel des angles d'azimut arrière utilisables de largeur maximum d'alignement.

8.2 La conception des antennes MLS de base devrait empêcher la manifestation de signaux non désirés en dehors de la zone de couverture. Dans des conditions d'implantation inhabituelles, les signaux MLS peuvent être réfléchis vers des zones extérieures au secteur de couverture publié avec une force suffisante pour qu'une information de guidage erronée soit présentée par le récepteur. Selon la procédure actuelle, l'autorité chargée de la mise en œuvre spécifierait des procédures opérationnelles fondées sur l'utilisation d'autres aides de navigation pour ramener l'aéronef dans la zone de couverture du système d'atterrissage sans passer par le secteur en question, ou bien elle pourrait publier des avis pour signaler la situation aux pilotes. De plus, le format de signal MLS permet d'appliquer deux techniques pour réduire davantage le risque d'apparition erratique du drapeau.

8.2.1 Si les signaux MLS non désirés sont des signaux réfléchis et si les conditions opérationnelles le permettent, le secteur de couverture peut être modifié (agrandi ou rétréci), de manière que dans le récepteur le signal direct soit plus fort que tout signal réfléchi ou que le réflecteur ne soit pas éclairé. Cette technique est connue sous le nom d'adaptation de la couverture.

8.2.2 Des signaux d'indication hors limites peuvent être émis vers les secteurs hors limites pour être utilisés dans le récepteur afin de faire apparaître un drapeau chaque fois qu'un signal de guidage en angle non désiré est présent. En pareil cas, un signal d'indication hors limites plus fort que le signal non désiré est émis à destination de la zone en question.

8.3 Si la confirmation du canal MLS sélectionné est souhaitable du point de vue opérationnel en dehors des secteurs de couverture publiés du MLS, il est entendu que cette information résultera de l'identification du DME associé. Aucune information sur l'état du MLS n'est disponible en dehors des secteurs de couverture MLS publiés.

9. Critères d'espacement exprimés sous forme de rapports de signaux et affaiblissement de propagation

9.1 Espacement géographique

9.1.1 Les critères d'espacement sont donnés aux § 9.2 et 9.3, sous forme de rapports signal utile/bruit ; en les combinant avec l'affaiblissement de propagation approprié, on peut évaluer les assignations de fréquences MLS de la bande C du point de vue du brouillage du canal même et du point de vue du brouillage de canaux adjacents. Pour choisir des fréquences destinées aux installations MLS, il faut prendre en considération des critères analogues applicables au DME/P ou au DME/N associé qui se trouvent dans le supplément C.

9.2 Fonctionnement sur fréquence commune

9.2.1 Il faudrait procéder à l'assignation d'une fréquence MLS commune pour éviter l'acquisition des préambules MDPD d'une installation non désirée fonctionnant sur le même canal. Le niveau nécessaire du signal non désiré est inférieur à −120 dBm, soit 2 dB de moins que la sensibilité d'un système MLS embarqué qui soit sensible, comme il est indiqué ci-après :

— sensibilité du récepteur	=	−112	dBm
— marge pour gain d'antenne de bord au-dessus du niveau minimal	=	−6	dBm
		−118	dBm

Compte tenu du bilan de puissance du système figurant dans le tableau G-1, d'après lequel le niveau minimal du signal à l'emplacement de l'aéronef doit être au moins égal à −95 dBm, le niveau de −120 dBm est respecté si l'espacement géographique est tel que de l'installation non désirée fonctionnant sur le même canal à tout point du secteur de couverture publié de l'installation utile la distance est supérieure à la distance à l'horizon radioélectrique.

Note.— Il faut assurer au signal MDPD une meilleure protection qu'au faisceau battant, de sorte que, si le signal sur canal commun non désiré est limité à −120 dBm, le brouillage dû au faisceau battant soit négligeable.

9.3 Fonctionnement sur fréquences adjacentes

9.3.1 Comme il n'y a pas de spécifications sur les caractéristiques du spectre de l'émetteur pour les premier et deuxième canaux adjacents, l'espacement géographique entre les stations sol fonctionnant sur ces fréquences devrait être supérieur à la distance de l'horizon radioélectrique en tout point du secteur de couverture publié de l'installation désirée.

Note.— Une méthode moins prudente pour assurer la protection du récepteur lorsque le premier ou le deuxième canal adjacent doit être assigné pour des raisons précises (par exemple l'appariement des canaux ILS/MLS/DME) consiste à garantir que les valeurs minimales du SNR énoncées au § 3.11.6.1.4 du chapitre 3, sont disponibles en tout point du secteur de couverture publié de l'installation désirée pendant que l'installation non désirée émet.

9.3.2 L'espacement géographique des stations sol fonctionnant sur les fréquences du troisième canal adjacent ou des canaux adjacents suivants devrait garantir que les valeurs minimales du SNR énoncées au § 3.11.6.1.4 du chapitre 3, sont disponibles en tout point du secteur de couverture publié de l'installation désirée pendant que les installations non désirées émettent.

9.3.2.1 S'il n'y a pas d'émission MLS non désirée à moins de 4 800 m de tout point du secteur de couverture publié, la puissance maximale de –94,5 dBW/m^2 indiquée au § 3.11.4.1.4.2 du chapitre 3, comparée à la densité de puissance minimale indiquée au § 3.11.4.10.1 du chapitre 3, garantit que les valeurs minimales de SNR seront atteintes. Aucune contrainte n'est prévue.

9.3.2.2 S'il y a des émissions MLS non désirées à moins de 4 800 m d'un point de la couverture publiée, la puissance maximale produite par cette émission et mesurée, pendant l'émission des signaux d'angle et de données, dans une bande de 150 kHz centrée sur la fréquence nominale désirée doit être évaluée compte tenu de l'espacement des fréquences, des performances d'utilisation du spectre, du diagramme d'antenne de l'émetteur et de l'affaiblissement de propagation approprié. Cette puissance maximale doit alors être comparée au niveau désiré des signaux d'angle et de données pour vérifier que les valeurs minimales de SNR définies au § 3.11.6.1.4 du chapitre 3, sont atteintes. Si elles ne le sont pas, il faut assigner un autre canal où l'espacement des fréquences est plus grand de façon à réduire la puissance maximale non désirée en tirant parti des caractéristiques spectrales de l'émetteur.

9.4 Définition des critères de planification des fréquences

9.4.1 Le facteur déterminant dans la définition des critères de planification des fréquences des canaux adjacents est le spectre rayonné de la station sol MLS. Dans la définition des critères de planification des fréquences du troisième canal adjacent et des canaux adjacents suivants, il faudrait idéalement tenir compte du spectre rayonné en sortie de chacune des

stations sol MLS. Cependant, il est peut-être possible dans une région géographique d'utiliser un masque d'émetteur MLS générique qui satisfait aux exigences de cette région.

10. Éléments concernant les installations MLS implantées à des endroits particuliers

10.1 Performances des installations MLS dans tout le volume de couverture

10.1.1 Il est reconnu qu'à certains endroits, les spécifications MLS du chapitre 3, § 3.11, ne peuvent être respectées dans tout le volume de couverture à cause des effets de l'environnement sur le signal. Il est prévu qu'à ces endroits, les spécifications du chapitre 3, § 3.11, devront être satisfaites au moins dans le secteur de guidage pour toutes les procédures aux instruments publiées, jusqu'à un point défini au-delà duquel le guidage MLS n'est pas utilisé pour les opérations prévues. Pour aider les autorités compétentes à déterminer initialement si de telles installations MLS conviennent aux opérations prévues, il faudra publier les restrictions pertinentes en matière de couverture.

11. Intégrité et continuité du service – Équipement sol MLS

11.1 Introduction

11.1.1 Les éléments ci-après ont pour but de donner une description des objectifs en matière d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol MLS et de fournir des indications sur la conception technique et les caractéristiques de cet équipement. Du point de vue opérationnel, il faut connaître l'intégrité et la continuité du service pour déterminer l'application opérationnelle qu'un MLS rendrait possible.

11.1.2 Il est également admis, indépendamment de l'objectif opérationnel, que le taux moyen d'accidents mortels causés pendant l'atterrissage par des pannes ou des défauts du système global (équipement sol, aéronef et pilote) ne devrait pas dépasser 1×10^{-7}. Ce critère est fréquemment appelé « facteur de risque global ».

11.1.3 Dans le cas des opérations de catégorie I, des normes minimales de précision et d'intégrité doivent être respectées dans les premières phases de l'atterrissage, mais c'est surtout au pilote qu'il incombe de faire en sorte que l'objectif ci-dessus ne soit pas dépassé. Dans les opérations de catégorie III, le même objectif s'impose mais il doit être inhérent au système tout entier. Dans ce contexte, il est de la plus haute importance de chercher à obtenir le plus haut degré d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol. L'intégrité est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef reçoive un guidage erroné au cours de l'approche ; la continuité du service est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef soit privé de signal de guidage pendant les dernières phases de l'approche.

11.1.4 À divers besoins opérationnels correspondent divers objectifs d'intégrité et de continuité du service. Le tableau G-15 identifie et décrit quatre niveaux d'intégrité et de continuité du service, applicables aux procédures de base pour lesquelles le DME n'est pas un élément critique.

11.2 Obtention et maintien des niveaux fixés d'intégrité et de continuité du service

11.2.1 Il peut y avoir manque d'intégrité si le rayonnement d'un signal qui dépasse les limites de tolérances ou qui est erroné (dans le cas de données numériques) n'est pas reconnu par l'équipement de contrôle ou si les circuits de commande ne suppriment pas ce signal imparfait. Ce manque d'intégrité peut représenter un danger s'il entraîne une erreur grossière.

11.2.2 Il est clair que les manques d'intégrité ne sont pas tous également dangereux dans toutes les phases de l'approche. Par exemple, dans les phases critiques de l'approche, les pannes non détectées ayant pour effet une erreur de suivi (PFE) significative sont d'une importance particulière, alors que la situation ne deviendrait pas forcément dangereuse en cas de perte de signaux de guidage complémentaire ou d'identification. Quoi qu'il en soit, pour déterminer lesquels des modes de défaillance doivent être étudiés, il faut tenir compte de toutes les pannes nuisibles qui ne peuvent être détectées à coup sûr ni par les commandes automatiques de vol, ni par le pilote.

11.2.3 Il importe tout particulièrement que les moniteurs soient conçus pour garantir un fonctionnement à sûreté intégrée par respect des normes du chapitre 3, § 3.11.5.2.3 et 3.11.5.3.3, ce qui exige souvent une analyse approfondie de la conception. Autrement, des signaux erronés pourraient être rayonnés du fait de défaillances du moniteur. On trouvera ci-dessous quelques exemples de conditions qui peuvent constituer un danger en exploitation de catégories de performances II et III :

a) panne non détectée entraînant une augmentation sensible de la PFE constatée par un aéronef en approche ;

b) erreur non détectée de l'alignement de descente minimal communiquée dans le mot de données de base 2 ;

c) erreur non détectée de synchronisation MRT, entraînant un chevauchement ;

d) perte de puissance ayant pour effet de porter le CMN jusqu'à des limites inacceptables.

11.2.4 Il importe d'assurer la meilleure protection possible contre les risques de défaillances non détectées du système de contrôle et du système de commande associé. On peut assurer cette protection grâce à une conception soignée qui ramène à une faible valeur la probabilité de ces défaillances et grâce à des vérifications périodiques des performances du moniteur, effectuées à des intervalles déterminés par une analyse au stade de la conception. Cette analyse peut servir à calculer le niveau d'intégrité du système lors d'un atterrissage quelconque. Les formules ci-après peuvent être appliquées à certains types de MLS et constituent un exemple de détermination de l'intégrité I du système par calcul de la probabilité P de rayonnement erroné non détecté.

$$I = 1 - P$$

$$P = \frac{T^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

où

I = intégrité ;

P = probabilité de défaillances simultanées de l'émetteur et du moniteur entraînant un rayonnement erroné non détecté ;

M_1 = moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) de l'émetteur ;

M_2 = MTBF du système de contrôle et du système de commande associé ;

$\frac{1}{\alpha_1}$ = rapport du taux de défaillances de l'émetteur entraînant le rayonnement d'un signal erroné au taux global de défaillances de l'émetteur ;

$\frac{1}{\alpha_2}$ = rapport du taux de défaillances du système de contrôle et du système de commande associé entraînant l'incapacité de détecter un signal erroné au taux global de défaillances de ces systèmes ;

T = intervalle de temps (en heures) entre vérifications consécutives du système de contrôle et du système de commande associé.

Ces formules seraient applicables à un moniteur non redondant de conception telle qu'une seule valeur de *T* s'applique à tous les éléments du système de contrôle et du système de commande associé.

11.2.5 En ce qui concerne l'intégrité, la probabilité qu'une défaillance dangereuse se produise à l'intérieur de l'équipement de contrôle ou de commande est extrêmement faible ; par conséquent, pour déterminer avec un degré élevé de confiance que le niveau d'intégrité exigé est effectivement obtenu, il faudrait une évaluation dont la durée soit plusieurs fois supérieure à celle que demande la détermination de la MTBF de l'équipement. Une période aussi longue étant inacceptable, le niveau d'intégrité exigé ne peut être prédit que par une analyse approfondie de conception de l'équipement. Cependant, on peut avoir confiance dans cette analyse jusqu'à un certain point si l'on démontre que les fonctions d'émission et de contrôle sont indépendantes l'une de l'autre. On pourra alors évaluer indépendamment les performances prévues de l'émetteur et du moniteur, donc ramener la durée des périodes d'évaluation à une valeur plus pratique.

11.2.6 La MTBF et la continuité du service de l'équipement dépendent des caractéristiques fondamentales de construction et aussi de l'environnement opérationnel. Ces caractéristiques fondamentales comprennent le taux de défaillances des composants de l'équipement et les relations physiques entre les composants. Le taux de défaillances (1/MTBF) et la continuité du service ne sont pas toujours directement liés, étant donné que toutes les défaillances d'équipement n'entraînent pas nécessairement une interruption du service ; par exemple, la défaillance d'un émetteur entraîne le passage immédiat sur émetteur de secours. Le fabricant de l'équipement devrait fournir les caractéristiques de conception pour permettre le calcul de la MTBF et de la continuité du service. La conception de l'équipement doit faire appel aux techniques, matériaux et composants les plus appropriés ; une inspection approfondie devrait être assurée en cours de fabrication. Il est essentiel de veiller à ce que l'équipement soit utilisé dans les conditions ambiantes spécifiées par le constructeur.

11.2.7 La valeur théorique de la continuité du service devrait dépasser aussi largement que possible celle qui est indiquée au § 12.4, pour les motifs suivants :

a) la MTBF observée dans un environnement opérationnel est souvent inférieure à celle qui est déterminée par calcul au stade de la conception, du fait de l'incidence de facteurs opérationnels ;

b) les objectifs de continuité du service indiqués au § 12.4 sont des valeurs minimales à réaliser dans un environnement opérationnel. Toute amélioration des performances telle que ces valeurs sont dépassées accroît la sécurité générale de l'atterrissage ;

c) il faut ménager une marge entre l'objectif de continuité du service et la continuité qui est réalisée afin de réduire le risque de rejeter à tort un équipement comme ne convenant pas pour un niveau de service particulier du fait d'incertitudes statistiques.

Note.— Les valeurs de la continuité du service pour les niveaux 3 et 4 comprennent un facteur tenant compte de la capacité du pilote d'éviter un accident mortel en cas de perte de guidage. Il est particulièrement souhaitable de réduire ce facteur dans toute la mesure possible en obtenant la meilleure continuité possible du service de l'équipement des niveaux 3 et 4.

11.2.8 L'expérience montre qu'il existe souvent une différence entre la continuité du service qui est calculée et celle qui est constatée dans un environnement opérationnel, à la fois parce que les performances de l'équipement peuvent être différentes de la valeur calculée et à cause de l'incidence de facteurs opérationnels (environnement aéroportuaire, mauvaises conditions météorologiques, alimentation électrique, qualité et fréquence des interventions de maintenance, etc.). C'est pourquoi il est recommandé que la MTBF et la continuité du service de l'équipement soient confirmées par une évaluation faite dans un environnement opérationnel. La continuité du service peut être évaluée à l'aide de la moyenne des temps entre interruptions du service (MTBO), une interruption du service étant par définition une interruption imprévue de l'émission du signal électromagnétique. La MTBO est le rapport du temps total de fonctionnement de l'installation au nombre d'interruptions du service. Pour les niveaux 2, 3 ou 4 d'intégrité et de continuité du service, la période d'évaluation sera assez

longue pour permettre de déterminer avec un haut degré de confiance que le niveau voulu est bien réalisé. Pour déterminer si les performances d'un équipement particulier justifient son classement aux niveaux 2, 3 ou 4, il faut étudier attentivement différents facteurs comme les suivants :

a) performances passées et expérience pratique de l'emploi du système pendant une période suffisamment longue ;

b) valeur moyenne de la MTBO réelle de ce type d'équipement ;

c) tendance du taux de défaillances.

11.2.9 Le niveau minimal admissible de confiance pour l'acceptation et le rejet est de 60 %. En fonction du niveau de service du MLS, cela peut se traduire par différentes périodes d'évaluation. Pour évaluer l'influence de l'environnement d'un aéroport, il faut en général une période d'évaluation d'un an au minimum pour un nouveau type d'installation à cet aéroport particulier. Il est peut-être possible de réduire cette période dans les cas où l'environnement d'exploitation est bien contrôlé et similaire à celui d'autres installations éprouvées. L'installation ultérieure du même type d'équipement dans des conditions d'exploitation et d'environnement analogues peut suivre différentes périodes d'évaluation. En général, ces périodes minimales pour les installations ultérieures sont, pour le niveau 2, de 1 600 heures, pour le niveau 3, de 3 200 heures, et pour le niveau 4, d'au moins 6 400 heures. Lorsque plusieurs systèmes identiques sont exploités dans des conditions similaires, il est peut-être possible de fonder l'évaluation sur les heures de fonctionnement cumulatives de l'ensemble des systèmes, ce qui donne lieu à une période d'évaluation réduite.

11.2.10 Pendant la période d'évaluation, il faudrait décider pour chaque panne si elle est causée par une défaillance de conception ou par une défaillance d'un composant en raison de son taux normal de défaillance. Les défaillances de conception sont, par exemple, l'utilisation de composants au-delà de leurs spécifications (surchauffe, surcharge électrique, survoltage, etc.). Ces défaillances de conception devraient être traitées de telle façon que la condition d'exploitation soit ramenée à la condition d'exploitation normale du composant ou que ce composant soit remplacé par une pièce se prêtant aux conditions d'exploitation. Si la défaillance de conception est traitée de cette façon, l'évaluation peut se poursuivre et cette panne n'est pas comptée, en supposant qu'il y a une probabilité élevée que cette défaillance de conception ne se reproduira pas. Cela s'applique également aux pannes dues à quelque cause que ce soit que l'on peut atténuer au moyen d'une modification permanente des conditions de fonctionnement.

11.2.11 Une méthode apte à évaluer le comportement d'une installation particulière consiste à faire un relevé et à calculer la MTBO moyenne sur les 5 à 8 dernières défaillances de l'équipement. On trouvera aux figures G-35A et G-35B un relevé type de cette méthode.

11.2.12 Pendant l'évaluation de l'équipement et après sa mise en service opérationnel, il faut tenir un dossier de toutes les défaillances et interruptions de service afin de s'assurer que la continuité du service souhaitée est respectée.

Note.— Si un équipement redondant ou un équipement de secours est nécessaire pour assurer la continuité du service requise d'un équipement particulier, des dispositions du genre prévu au § 11.3.4 seront prises afin que cet équipement de secours soit disponible en cas de besoin.

11.3 Autres considérations relatives à la continuité du service et l'intégrité

11.3.1 L'exploitation de catégorie III est impossible sans un haut degré d'intégrité et de continuité du service ; de ce fait, l'équipement doit être suffisamment protégé contre les défaillances. La fiabilité de l'équipement sol doit être très élevée pour garantir que la sécurité dans la phase critique de l'approche et de l'atterrissage ne sera pas compromise par une défaillance de l'équipement sol au moment où l'aéronef se trouve à une hauteur ou en assiette telle qu'il est impossible au pilote de prendre des mesures correctives compatibles avec la sécurité. Il faut assurer une probabilité élevée de performances dans les limites spécifiées. Il est clair que la fiabilité de l'installation, exprimée sous forme de MTBF, doit être rapportée, au niveau du système, à la probabilité de défaillance susceptible d'affecter une caractéristique quelconque du signal électromagnétique total.

11.3.2 La configuration décrite ci-dessous est un exemple d'architecture redondante susceptible d'être conforme aux objectifs d'intégrité et de continuité du service des niveaux 3 ou 4. L'installation d'azimut est composée de deux émetteurs et d'un système de contrôle associé qui remplit les fonctions suivantes :

a) contrôle de fonctionnement dans les limites spécifiées de l'émetteur principal et de l'aérien par vote majoritaire des moniteurs redondants ;

b) contrôle de l'équipement de secours.

11.3.2.1 Toutes les fois que le système de contrôle rejette l'un des équipements d'azimut, le niveau de continuité du service de l'installation est abaissé, car la probabilité de cessation du rayonnement du signal par suite d'une défaillance de l'autre équipement augmente. Cette variation des performances doit être indiquée automatiquement à distance.

11.3.2.2 Des dispositions identiques sont prises en vue du contrôle de l'installation de site.

11.3.3 Dans l'exemple ci-dessus, l'équipement serait conçu de manière que les vérifications du système de contrôle puissent avoir lieu aux intervalles indiqués par le fabricant après analyse faite au stade de la conception, afin que le niveau d'intégrité voulu soit réalisé. Ces vérifications, qui peuvent être manuelles ou automatiques, permettent de s'assurer que le système de contrôle, notamment les circuits de commande et le système de commutation, fonctionnent correctement. Il est souhaitable d'effectuer ces vérifications sans interrompre le service opérationnel. Un test automatique d'intégrité du moniteur présente l'avantage de pouvoir s'accomplir plus fréquemment, et de permettre ainsi un plus haut niveau d'intégrité.

11.3.4 Pour éviter que le fonctionnement de l'installation ne soit interrompu par des pannes d'alimentation principale, il faut prévoir des sources d'alimentation de secours appropriées telles que des accumulateurs ou des groupes générateurs à fonctionnement continu. Grâce à ces sources d'alimentation, l'installation devrait pouvoir continuer à fonctionner pendant la période où un aéronef peut se trouver dans les phases critiques de l'approche. La source d'alimentation de secours devrait donc avoir une capacité suffisante pour permettre à l'installation de fonctionner pendant au moins deux minutes.

11.3.5 En cas de défaillance d'un élément critique du système, par exemple de la source d'alimentation principale, un avertissement doit être donné aux points de commande désignés si cette défaillance a des incidences sur l'utilisation opérationnelle.

11.3.6 Afin de réduire le risque de défaillance d'un équipement qui approche peut-être de ses limites de tolérance moniteur, il est utile que le système de contrôle puisse déclencher une alarme préliminaire au point de commande désigné lorsque les paramètres contrôlés atteignent une limite qui est de l'ordre de 75 % de la limite d'alarme moniteur.

11.3.7 Il faut aussi envisager de protéger l'intégrité du signal électromagnétique contre des détériorations pouvant résulter soit d'un brouillage électromagnétique d'origine externe mais situé dans la bande de fréquences MLS, soit du re-rayonnement des signaux MLS.

11.3.8 Un moniteur extérieur peut assurer une protection supplémentaire en donnant un avertissement en cas de dépassement des limites d'erreur de suivi résultant d'un mouvement de l'antenne MLS ou assurer une protection contre des défauts du moniteur intégré.

11.3.9 En général, la conception de l'équipement de contrôle repose sur le principe d'un contrôle continu des signaux électromagnétiques rayonnés ; ce contrôle assuré en des points précis à l'intérieur du volume de couverture doit garantir qu'ils sont conformes aux normes énoncées aux § 3.11.5.2.3 et 3.11.5.3.3 du chapitre 3. Il indique dans une certaine mesure que le signal électromagnétique se situe également dans les limites de tolérance partout ailleurs dans le volume de couverture, mais cette constatation est largement induite. Il est donc indispensable de procéder périodiquement à des vérifications minutieuses en vol et au sol afin d'assurer l'intégrité du signal électromagnétique dans tout le volume de couverture.

11.3.10 Une configuration semblable à celle qui est décrite au § 11.3.2, mais sans émetteur redondant, et l'application des indications données aux § 11.3.5, 11.3.6, 11.3.7, 11.3.8 et 11.3.9, devraient normalement permettre de réaliser les objectifs d'intégrité et de continuité du service du niveau 2.

12. Classification des installations MLS sol d'azimut d'approche, de site et DME

12.1 Le système de classification décrit ci-après vise à déterminer de façon concise les renseignements essentiels à utiliser par les concepteurs de procédures aux instruments, par les exploitants et par les services de la circulation aérienne en ce qui concerne les performances d'une installation MLS particulière. Ces renseignements doivent être publiés dans l'AIP (publication d'information aéronautique).

12.2 Les renseignements sur les performances de l'installation MLS devraient comprendre :

a) les limites du secteur de guidage proportionnel en azimut ;

b) la limite de guidage en site ;

c) l'indication de l'existence du signal de guidage le long de la piste ;

d) la fiabilité du signal de guidage (azimut, site et DME).

12.3 Le système de classification, donnant des renseignements sur une installation MLS particulière, est défini au moyen des formats suivants :

a) *Limites du secteur de guidage proportionnel en azimut*. Ce secteur indique pour un MLS particulier les limites de couverture du guidage proportionnel en azimut telles qu'elles sont définies dans le mot de données de base 1. Deux valeurs séparées par le signe de ponctuation deux points (XX:YY) indiquent les limites de secteur telles qu'elles sont vues de la direction d'approche. La première valeur est la limite du secteur située à gauche de la radiale d'azimut zéro degré et la seconde est la limite du secteur située à droite de la radiale d'azimut zéro degré.

b) *Limite de guidage en site.* Ce champ, venant directement après la limite d'azimut [format : XX:YY/ZZ m (ou XX:YY/ZZ ft)], représente la hauteur minimale (en mètres ou en pieds) au-dessus du seuil sur le segment d'approche final le long de l'alignement de descente minimal (MGP) jusqu'à laquelle le système est conforme aux caractéristiques du signal spécifiées au chapitre 3, § 3.11.

c) *Guidage sur piste.* Le caractère D ou E (tel qu'il est défini à la section 1 du supplément G) représente le point jusqu'auquel le guidage en azimut le long de la piste est conforme aux caractéristiques du signal spécifiées au chapitre 3, § 3.11 (format : XX:YY/ZZ/E). Si le signal de guidage le long de la piste n'est pas conforme aux caractéristiques ci-dessus, on utilise un tiret (—) dans le format.

d) *Fiabilité du signal de guidage.* Le caractère 1, 2, 3 ou 4 indique le niveau d'intégrité et de continuité du service du signal de guidage (tableau G-15). Le caractère A, placé après la désignation de niveau 3 ou 4, indique que les objectifs de site et DME/P sont équivalents aux objectifs d'azimut, conformément à la Note 6 du tableau G-15 (format : XX:YY/ZZ/E/4A).

Note 1.— Là où le DME n'est pas nécessaire aux opérations MLS prévues, il est inutile d'inclure la fiabilité du DME/P dans la classification des MLS.

Note 2.— Là où une fiabilité accrue en site et/ou DME/P est nécessaire compte tenu de la Note 6 du tableau G-15 pour les opérations MLS/RNAV prévues, la fiabilité accrue en site et/ou DME/P doit être incluse dans la classification MLS.

12.3.1 Toute dégradation du signal qui le fait tomber au-dessous du niveau spécifié dans les normes de l'Annexe 10 ou au-dessous des performances publiées antérieurement devrait être promulguée par l'autorité compétente (chapitre 2, § 2.1.2 et section 10 ci-dessus).

12.4 Le tableau G-15 indique les objectifs de continuité du service et d'intégrité pour les opérations MLS de base et MLS/RNAV.

Note.— Il est entendu que les diverses opérations MLS seraient, dans les cas types, associées aux divers niveaux d'intégrité et de continuité du service comme suit :

1) Niveau 2 : objectif de performances de l'équipement MLS destiné aux opérations par faible visibilité lors desquelles l'information de position fournie dans la phase d'atterrissage est complétée par des repères visuels. Ce niveau constitue un objectif recommandé pour l'équipement destiné aux opérations de catégorie I.

2) Niveau 3 : objectif de performances de l'équipement MLS destiné aux opérations lors desquelles on compte beaucoup sur le guidage MLS pour la mise en place jusqu'au toucher des roues. Ce niveau constitue un objectif obligatoire pour l'équipement destiné aux opérations des catégories II et IIIA.

3) Niveau 4 : objectif de performances de l'équipement MLS destiné aux opérations lors desquelles on compte beaucoup sur le guidage MLS jusqu'au toucher des roues et jusqu'à la fin de la course au sol. Ce niveau répond essentiellement aux besoins de toute la gamme des opérations de catégorie III.

12.5 L'exemple de classification d'installations MLS :

40:30/50 ft/E/4A

représente le système suivant :

a) secteur de guidage proportionnel allant de 40° à gauche à 30° à droite de la radiale d'azimut zéro degré ;

b) guidage en site jusqu'à 50 ft au-dessus du seuil ;

c) guidage de la course au sol jusqu'au point E MLS ;

d) intégrité et continuité du service de niveau 4, les objectifs en site et DME/P étant équivalents aux objectifs en azimut.

13. Approches axiales calculées

13.1 Généralités

13.1.1 Les approches axiales calculées dont il est question ci-dessous sont fondées sur une trajectoire calculée le long d'un axe de piste, l'antenne d'azimut n'étant pas implantée dans le prolongement de l'axe de piste. Dans la forme la plus simple d'une approche axiale calculée, la route nominale est parallèle à zéro degré d'azimut. Pour exécuter une opération avancée MLS/RNAV, une possibilité plus grande que celle qui est disponible dans le récepteur MLS de base est nécessaire.

13.1.2 Les approches axiales calculées sur la piste principale MLS sont effectuées sur la piste dont la relation avec l'équipement sol MLS est identifiée dans les mots de données auxiliaires.

13.1.3 Lorsque le segment final est contenu dans le volume de couverture MLS, les approches axiales calculées peuvent être effectuées le long d'un segment final rectiligne sur une pente de descente jusqu'à la hauteur de décision (DH).

Les approches axiales calculées peuvent se traduire par des hauteurs de décision supérieures à celles qui sont réalisables avec des approches MLS dans l'axe.

13.2 Bilan d'erreurs d'approche axiale calculée

13.2.1 La RTCA (RTCA/DO-198) a décrit un bilan d'erreurs totales du système pour l'équipement de navigation de surface (RNAV) MLS. Ce bilan d'erreurs tient compte de contributions dues aux facteurs suivants :

a) performances du système sol ;

b) performances du capteur embarqué ;

c) effets de la géométrie du système sol ;

d) erreur de calcul de l'ordinateur RNAV MLS ;

e) erreur technique de vol (FTE).

13.2.2 L'ensemble des erreurs ci-dessus, à l'exclusion de la FTE, est appelé erreur totale de position. À moins de 3,7 km (2 NM) du point de repère d'approche MLS, l'erreur totale admissible de position latérale de l'équipement MLS/RNAV à une position située à 60 m (200 ft) au-dessus du point de repère d'approche MLS sur un angle de site de 3° et une longueur de piste de 3 000 m (10 000 ft), est de 15 m (50 ft) (voir la note ci-dessous). De même, l'erreur totale admissible de position verticale est de 3,7 m (12 ft) à la même position. Une partie du bilan d'erreurs totales de position a été réservée pour les performances de l'ordinateur MLS/RNAV (erreur de calcul). À moins de 3,7 km (2 NM) du point de repère d'approche MLS, la partie du bilan d'erreurs réservée à l'erreur de calcul est de ±0,6 m (2 ft) aussi bien latéralement que verticalement. Les résultats présentés au § 13.5 supposent que l'on répond à cette spécification de précision de calcul.

13.2.3 Si l'on utilise la méthode de la racine carrée de la somme des carrés, l'erreur totale admissible de position latérale, exclusion faite des performances de l'ordinateur MLS/RNAV, est légèrement inférieure à ±15 m (50 ft). De même, l'erreur totale admissible de position verticale, exclusion faite de l'erreur de calcul, est légèrement inférieure à ±3,7 m (12 ft). En conséquence, l'erreur combinée due aux performances du système sol, aux performances du capteur embarqué et aux effets de la géométrie du système sol, ne devrait pas dépasser ±15 m (50 ft) latéralement et ±3,7 m (12 ft) verticalement à l'emplacement décrit. Sur la base de ces renseignements et d'hypothèses au sujet des performances des capteurs sol et embarqué, on peut obtenir les déports maximaux admissibles de l'antenne d'azimut et de l'antenne de site (effets de la géométrie) par rapport à l'axe de la piste.

13.2.4 Les erreurs de CMN ne dépassent pas ±7,3 m (24 ft) latéralement et ±1,9 m (6,3 ft) verticalement, ou l'équivalent linéaire de ±0,1°, si cette valeur est inférieure aux précédentes. Les valeurs linéaires sont basées sur l'implantation nominale de l'antenne [distance de l'antenne d'azimut au seuil de 3 300 m (11 000 ft) et distance du point de repère au seuil de 230 m (760 ft)], avec un angle de site de 3°. Jusqu'à 3,7 km (2 NM) du point de référence d'approche MLS, la partie du bilan d'erreurs de CMN réservée aux erreurs de calcul est de 1,1 m (3,5 ft) latéralement et de 0,6 m (2,0 ft) verticalement.

Note.— Toutes les erreurs correspondent au percentile 95.

13.3 Considérations relatives à l'implantation et à la précision

13.3.1 Une analyse théorique et opérationnelle a montré que plusieurs facteurs auront des incidences sur l'importance du déport latéral de l'antenne d'azimut qui peut être permis tout en assurant la précision de position latérale et verticale dont il est question au § 13.2.

13.3.2 *Distance entre les antennes d'azimut et de site*

13.3.2.1 Pour un déport donné d'antenne d'azimut, une courte distance azimut-site se traduit par des angles d'azimut relativement importants aux positions situées près du point de repère d'approche. Il s'ensuit que l'erreur provenant du DME est importante, et que la précision latérale peut se dégrader de façon inacceptable. Sur une piste où il y a un déport important de l'antenne d'azimut et une courte distance azimut-site, l'emploi du DME/P au lieu du DME/N peut être nécessaire pour réaliser la précision latérale requise.

13.3.3 *Précision en azimut*

13.3.3.1 Les limites de déport de l'antenne d'azimut dont il est question au § 13.5 sont basées sur la spécification de précision PFE en azimut de ±6 m (20 ft) (voir chapitre 3, § 3.11.4.9.4). La spécification de précision d'azimut recommandée de ±4 m (13,5 ft) permettrait des déports plus importants de l'antenne d'azimut tout en permettant d'obtenir la précision requise de la position calculée à la DH. On suppose que la précision de l'angle d'azimut se dégrade conformément au § 3.11.4.9 du chapitre 3.

13.3.4 *Précision DME*

13.3.4.1 On obtient de plus petites erreurs de détermination de la position lorsque l'équipement DME/P est utilisé et lorsque le segment d'approche finale s'étend sur moins de 9,3 km (5 NM) par rapport au point de repère d'approche MLS. Il y a deux normes de précision de mode d'approche finale DME/P dans cette zone. Les valeurs résultantes du déport de l'antenne d'azimut que l'on obtient quand on utilise le DME/P, et qui sont présentées au § 13.5, sont fondées sur la norme de précision 1 du mode d'approche finale. Des valeurs plus importantes de déport de l'antenne d'azimut peuvent être admissibles si on utilise un équipement DME/P conforme à la norme de précision 2. On suppose que la précision de mesure de distance en mode d'approche finale DME/P conforme à la norme de précision 1 se dégrade conformément au § 3.5.3.1.3.4 du chapitre 3 et au tableau B. On suppose que le DME/N se dégrade conformément au § 3.5.3.1.3.2 du chapitre 3.

13.3.5 *Utilisation de l'information de site dans le calcul de la position latérale*

13.3.5.1 En général, le calcul de la position latérale, qui exclut les renseignements de site, sera suffisant pour les approches axiales calculées sur la piste principale. Si l'information de site n'est pas utilisée dans le calcul de position latérale, l'erreur latérale augmente. Cette erreur augmente avec l'angle d'azimut et la hauteur et en raison inverse de la distance. Les déports admissibles de l'antenne d'azimut qui sont présentés au § 13.5 sont réduits si l'information de site n'est pas utilisée dans le calcul de position latérale. On suppose que la précision de l'angle de site se dégrade conformément au § 3.11.4.9 du chapitre 3.

13.4 Considérations relatives à l'équipement

13.4.1 Les performances des capteurs embarqués, l'équipement sol MLS et la mise en œuvre d'avionique MLS/RNAV influent sur la gamme d'application des approches axiales calculées. Les renseignements présentés au § 13.5 sont basés sur les considérations suivantes relatives à l'équipement.

13.4.2 *Capteurs embarqués*

13.4.2.1 On suppose que le récepteur décodera tous les mots de données auxiliaires requis pour les approches axiales calculées MLS à moins que l'information contenue dans les mots de données ne puisse être obtenue d'autres sources avioniques avec la même précision et la même intégrité que celles qui sont nécessaires pour les données auxiliaires. Les données numériques d'angle et de distance MLS sont nécessaires pour calculer la position latérale et verticale. La quantification des données d'angle est de 0,01°. La quantification de distance est de 0,2 m (0,001 NM).

13.4.3 *Calculs RNAV*

13.4.3.1 Aucune supposition n'est faite quant à l'endroit où les calculs de position RNAV sont faits. Une partie du bilan d'erreurs d'approche axiale calculée a été réservée pour l'erreur de calcul. Cela permet une mise en œuvre d'algorithme souple.

13.4.4 *Techniques admissibles de calcul du déport de l'antenne d'azimut*

13.4.4.1 Le RTCA (RTCA/DO-198, appendice D) a défini plusieurs algorithmes différents de détermination de la position. Différents algorithmes peuvent traiter différentes configurations d'équipement sol. L'algorithme conçu pour traiter n'importe quelle géométrie d'équipement sol est l'algorithme 12 de la RTCA. Les valeurs admissibles de déport d'antenne ont été obtenues au moyen des méthodes de simulation Monte Carlo. Les résultats ont également été obtenus au moyen d'une méthode d'analyse directe. La méthode analytique utilise les transformations géométriques des erreurs maximales d'angle et de distance MLS pour déterminer les performances du système. La méthode Monte Carlo, grâce à l'émulation d'un système MLS/RNAV, est une méthode statistique utilisée pour déterminer les performances du système.

13.4.4.2 *Restriction possible dans la détermination de la position*. En fonction de la géométrie de l'équipement sol, il peut y avoir une zone de solutions multiples à la détermination de la position. Cette zone de solutions multiples dépend des emplacements de l'antenne de site et du transpondeur DME par rapport à la piste et à la trajectoire d'approche calculée. L'effet le plus prononcé se produit lorsque le transpondeur DME se trouve dans la zone située entre le point DH de la trajectoire d'approche et l'antenne de site. Les ambiguïtés de position peuvent être résolues lorsque le transpondeur DME est situé derrière l'antenne de site, pour un observateur qui se trouve dans la direction d'approche. Lorsque le transpondeur DME est situé devant l'antenne de site, il ne sera peut-être pas possible de résoudre l'ambiguïté de position.

13.4.5 *Géométrie de l'équipement sol*

13.4.5.1 La géométrie nominale de l'équipement sol en termes de la position relative des composantes sol est représentée à la figure G-29. On suppose que le transpondeur DME/P est co-implanté avec l'antenne d'azimut. Lorsque l'équipement sol DME/P n'est pas disponible, on suppose que le transpondeur DME/N est situé entre les antennes d'azimut et de site MLS.

13.4.5.2 À cause de l'importante erreur appliquée au DME/N, l'emplacement du transpondeur DME/N n'a guère d'influence sur le déport admissible calculé de l'antenne d'azimut. Cela permet d'implanter le DME/N sur une zone étendue située entre les antennes d'azimut et de site. De même, le déport de l'antenne de site n'aura guère d'effet.

13.5 Positions admissibles de déport d'antenne d'azimut pour les approches axiales calculées sur la piste principale

13.5.1 *Résultats DME*

13.5.1.1 Le déport maximal de l'antenne d'azimut représente, pour un ensemble donné de conditions, le déport le plus important qui ne dépasse pas le bilan d'erreurs d'approche axiale calculée dont il est question au § 13.2. Les résultats DME/P sont présentés en fonction de la distance azimut-site. La figure G-30 présente les déports admissibles de l'antenne d'azimut en cas d'emploi du DME/P.

13.5.1.2 Pour une distance azimut-site donnée, l'antenne d'azimut peut être située en tout point de la zone ombrée, et l'approche axiale calculée résultante répond aux conditions du § 13.2.

13.5.1.3 Des résultats ont été obtenus lorsque les précisions de distance DME/N sont utilisées. Ces résultats sont présentés à la figure G-31.

13.6 Approches par faible visibilité

13.6.1 *Applications possibles*

13.6.1.1 La possibilité d'approche axiale calculée par faible visibilité se limite peut-être à des opérations sur la piste principale aux instruments à cause des considérations de géométrie qui interviennent dans la réalisation de la précision appropriée. Les applications de piste aux instruments principale dans lesquelles la capacité d'exécuter une approche axiale calculée serait utile sont celles où l'azimut est déporté par rapport à l'axe de la piste à cause d'importantes restrictions d'implantation. Il peut y avoir de telles applications de déport d'azimut lorsque des opérations par faible visibilité sont considérées utiles.

13.6.1.2 On s'attend à ce que l'équipement embarqué mis en œuvre pour de telles approches axiales calculées par faible visibilité utilise un guidage de site sans calcul (à supposer que l'antenne sol de site soit implantée normalement) et un guidage latéral provenant d'une combinaison d'azimut (y compris les données d'implantation MLS contenues dans les fonctions de données de base et auxiliaires) et de mesure de distance provenant du transpondeur DME/P.

13.6.2 *Performances des systèmes embarqués*

13.6.2.1 Le logiciel d'une importance critique pour la sécurité qui est lié à la fonction de guidage pour les approches non calculées par faible visibilité fait principalement intervenir le récepteur MLS. Pour les approches axiales calculées, l'interrogateur DME et les calculs de navigation doivent également être pris en compte. Le logiciel d'une importance critique pour la sécurité pour ces fonctions devra être conçu, élaboré, documenté et évalué.

13.6.2.2 Les algorithmes nécessaires sont relativement simples et ne posent aucune difficulté en matière de certification. Cependant, l'expérience acquise sur les ordinateurs de système de gestion de vol (FMS) indique qu'il serait difficile de certifier une fonction critique pour la sécurité mise en œuvre à l'intérieur d'un FMS existant. Les architectures FMS actuelles ne sont pas divisées en segments pour permettre la certification distincte de différentes fonctions à différents niveaux d'importance critique, et les dimensions et la complexité d'un FMS empêchent la certification de l'intégralité de l'ordinateur FMS du point de vue logiciel critique pour la sécurité. En conséquence, des solutions de rechange pour la mise en œuvre FMS peuvent être prises en compte pour les possibilités d'approche axiale calculée prévues pour les applications avec faible visibilité (par exemple, l'incorporation dans le pilote automatique ou dans le récepteur MLS). Ces solutions de rechange fourniraient un guidage de sortie ayant les mêmes caractéristiques de sortie qu'une approche directe normale.

13.6.3 *Performances des systèmes sol*

13.6.3.1 Sur la base de la mise en œuvre prise comme hypothèse au § 13.3.5, le guidage en site serait utilisé exactement de la même façon que pour les approches MLS de base. En conséquence, les objectifs d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol de site resteraient les mêmes que ceux qui sont déjà donnés au tableau G-15. Pour le guidage latéral, les objectifs d'intégrité et de continuité du service donnés au tableau G-15 pour l'azimut s'appliqueraient à l'azimut et au DME combinés, se traduisant pour les deux systèmes par des objectifs plus stricts que ceux qui sont nécessaires pour les opérations MLS de base. Cependant, on pourra peut-être réaliser une approche axiale calculée avec faible visibilité jusqu'à une DH de 30 m (100 ft) en utilisant un équipement sol répondant aux objectifs de niveau 4 du tableau G-15.

13.6.4 *Précision*

13.6.4.1 Le MLS/RNAV permettra de suivre des trajectoires calculées jusqu'à des hauteurs de décision de catégorie I pour la piste principale avec les limitations d'implantation indiquées à la figure G-30. En outre, dans certaines conditions, le MLS/RNAV fournira peut-être suffisamment de précision pour les approches de catégories II et III. Voir à ce propos le § 13.6.1.2 relatif à la mise en œuvre de l'équipement embarqué.

13.6.4.2 Les bilans d'erreurs pour les procédures de catégories II et III sont les suivants. Pour la catégorie III, les spécifications de précision latérale sont basées sur les précisions du capteur d'azimut MLS spécifiées au point de référence d'approche (seuil), à savoir ±6 m (20 ft) pour la PFE et ±3,2 m (10,5 ft) pour le CMN (chapitre 3, § 3.11.4.9.4). Pour la

catégorie II, les spécifications de précision latérale sont obtenues en élargissant les valeurs admissibles de catégorie III du point de référence d'approche jusqu'à la hauteur de décision de catégorie II de 30 m (100 ft). Les équations utilisées pour calculer ces valeurs en mètres sont les suivantes :

$$PFE = 6 \times \frac{(D_{\text{AZ – ARD}} + R)}{D_{\text{AZ – ARD}}}$$

$$CMN = 3{,}2 \times \frac{(D_{\text{AZ – ARD}} + R)}{D_{\text{AZ – ARD}}}$$

$$R = \frac{(DH_{\text{Cat II}} - DH_{\text{Cat III}})}{\text{tg}\ \theta}$$

où

$D_{\text{AZ-ARD}}$	=	distance entre la station AZ et le point de référence d'approche (seuil)
R	=	distance entre $DH_{\text{Cat II}}$ et $DH_{\text{Cat III}}$
θ	=	angle de site

Par exemple, pour une piste de 3 000 m et un site de 3°, l'azimut étant repoussé de 300 m, une hauteur de décision de catégorie III de 15 m (50 ft) et une hauteur de décision de catégorie II de 30 m (100 ft), on obtient les valeurs suivantes :

$D_{\text{AZ-ARD}}$	=	3 300 m
R	=	286 m
$PFE_{\text{DH Cat II}}$	=	6,5 m (21,3 ft)
$CMN_{\text{DH Cat II}}$	=	3,5 m (11,5 ft)

13.6.4.3 Les moyens d'approche axiale calculée jusqu'à la hauteur de décision de catégorie II ne permettront pas nécessairement les opérations d'atterrissage automatique étant donné que le guidage peut ne pas être assuré jusqu'à la piste et dans le voisinage de la piste. Vu les tolérances d'erreur plus strictes pour la catégorie II/III, il y aura par conséquent plus de contraintes en matière d'implantation d'antenne que pour la catégorie I, ce qui se traduit principalement par des limitations dans le déport latéral de l'azimut par rapport à l'axe de la piste.

13.7 Approches axiales calculées sur des pistes secondaires parallèles

13.7.1 Telle qu'elle est définie ici, une piste secondaire est une piste caractérisée par une relation géométrique différente de celle qui est contenue dans les mots de données auxiliaires A. Les approches axiales calculées sur une piste secondaire parallèle sont réalisées le long d'une trajectoire calculée dans le prolongement d'axe de piste, qui ne coïncide pas avec une radiale d'azimut ou un angle de site MLS mais est parallèle à l'axe de la piste principale.

13.7.2 Les éléments de la présente section donnent des indications sur les géométries de piste admissibles pour les approches axiales calculées sur une piste secondaire parallèle jusqu'à des hauteurs de décision de 60 m (200 ft). Les éléments de la présente section sont basés sur l'application théorique des SARP MLS et DME/P (norme de précision 1). Le bilan d'erreurs utilisé est le bilan d'erreurs prudent dont il est question au § 13.2, mais il est à noter qu'un assouplissement de ce bilan d'erreurs est décrit au § 13.7.6.1.

13.7.3 *Considérations relatives à la géométrie de la piste*

13.7.3.1 La figure G-32 présente la géométrie de la piste et de l'équipement. L'emplacement de la piste secondaire est établi latéralement, l'espacement de la piste étant indiqué en mètres. Les valeurs négatives représentent les emplacements de la piste secondaire à gauche de la piste principale. L'emplacement longitudinal du seuil de la piste secondaire est appelé

décalage du seuil par rapport à la piste principale. Les valeurs négatives représentent le décalage de la piste en avant du seuil de la piste principale.

13.7.4 *Considérations relatives à un espacement important de la piste*

13.7.4.1 Des considérations supplémentaires sont nécessaires pour les approches axiales calculées sur des pistes parallèles largement espacées. Ces considérations comprennent :

a) une couverture de signal suffisante jusqu'à la DH pour certaines géométries de pistes parallèles peut exiger l'emploi d'une antenne de site de plus de ±40° de couverture horizontale ;

b) les zones critiques entourant les antennes MLS devront peut-être être élargies pour ces opérations ;

c) ces opérations exigent l'emploi d'un guidage en site au-dessous de la pente de descente minimale de la piste principale.

13.7.5 *Géométrie des pistes*

13.7.5.1 La figure G-33 indique les espacements de pistes et décalages de seuils permis pour la piste secondaire. Elle représente les résultats concernant une piste principale de 3 000 m (10 000 ft). Les géométries changent marginalement avec la longueur de la piste principale. La zone ombrée représente les résultats obtenus au moyen des SARP actuelles MLS et DME/P (norme de précision 1) et du bilan d'erreurs dont il est question au § 13.2. Pour utiliser la figure G-33, on introduit les valeurs correspondant à l'espacement et au décalage du seuil de la piste secondaire. Si le point résultant se trouve dans la zone ombrée, une approche axiale calculée jusqu'à une DH de 60 m (200 ft) sur un site de 3° est possible.

Note.— La zone circulaire proche de la courbe correspondant à une séparation de 1 200 m entre les pistes résulte de la limite supérieure du guidage en site utilisé. On ne s'attend pas que cette zone présente des limites opérationnelles quelconques dans la pratique.

13.7.6 *Extensions des géométries de pistes*

13.7.6.1 Des essais en vol et au sol ont indiqué que la zone ombrée peut être élargie sur la base des considérations supplémentaires ci-après :

a) une extension angulaire est possible si l'on utilise le guidage de site existant en-dehors du secteur minimal spécifié de guidage proportionnel en azimut. Le guidage en site pour cet élargissement angulaire doit être vérifié ;

b) une extension dans le sens de la radiale est possible avec un léger assouplissement du bilan d'erreurs verticales à 4,9 m (16 ft). Cet assouplissement est encore très prudent et représente 66 % du bilan d'erreurs ILS équivalent [7 m (24,1 ft)].

13.7.6.2 Le point A est un exemple d'emploi de la figure G-33. Lorsqu'on utilise ces extensions, une approche axiale calculée sur une piste secondaire est possible pour un espacement de –1 400 m entre les pistes et un décalage de +200 m des seuils.

14. Application des objectifs de niveau de service du tableau G-15 aux opérations MLS/RNAV

14.1 Les procédures MLS/RNAV examinées ci-dessous peuvent être réalisées avec un équipement au sol répondant aux objectifs d'intégrité et de continuité du service indiqués au tableau G-15. Beaucoup de ces opérations peuvent être réalisées avec un équipement au sol ne répondant qu'aux objectifs de niveau 2. En outre, la plupart des procédures n'exigeront peut-être pas un guidage positif pendant la procédure d'approche interrompue. Là où les procédures ne

permettent pas d'assurer le franchissement d'obstacles le long d'une approche interrompue sans guidage, on aura besoin d'un genre ou l'autre de guidage secondaire. Les besoins de précision du système de guidage secondaire seront déterminés par la nature de l'environnement riche en obstacles.

14.1.1 Dans les rares cas où une procédure MLS/RNAV s'effectue dans un environnement riche en obstacles, le temps d'exposition aux obstacles (OET) calculé exigera peut être un type d'équipement de niveau plus élevé que celui nécessaire à l'atterrissage.

14.1.2 *Détermination des segments critiques*

14.1.2.1 Les termes ci-après sont utilisés pour déterminer la longueur des segments critiques d'une procédure MLS/ RNAV.

Environnement riche en obstacles. Environnement où il n'est pas possible de construire une approche interrompue sans guidage grâce aux procédures. Un guidage secondaire sera nécessaire pour pouvoir grimper à une altitude de secteur sûre.

Segment critique. Segment sur lequel une approche interrompue sans guidage exposerait l'aéronef à un obstacle.

Temps d'exposition aux obstacles (OET). Intervalle nécessaire pour traverser le segment critique d'une procédure MLS/RNAV. Ce temps est utilisé pour établir le niveau requis de service de l'équipement de guidage non embarqué.

14.1.2.2 Pour déterminer l'OET on peut suivre la procédure ci-après (voir figure G-34) :

a) déterminer s'il existe un environnement riche en obstacles en alignant la surface d'approche interrompue sans guidage sur tout cap qui pourrait être suivi au cours d'une approche interrompue sans guidage, à partir de la procédure MLS/RNAV ;

b) déterminer s'il existe une procédure permettant d'éviter l'obstacle sans faire appel au guidage secondaire ;

c) déterminer l'OET comme étant la période pendant laquelle l'obstacle se trouve à l'intérieur de la surface d'approche interrompue sans guidage, et pendant laquelle il n'y a pas de procédure permettant d'éviter l'obstacle.

14.2 Opérations axiales calculées

14.2.1 Lorsqu'elles aboutissent à la piste principale, ces opérations n'exigent du système embarqué que le calcul du guidage latéral. Le guidage vertical est assuré directement par la fonction de site. L'équipement embarqué qui assure le guidage latéral doit posséder la même intégrité que celle qui est exigée du récepteur MLS pour les opérations MLS de base effectuées à une hauteur de décision équivalente. Les opérations axiales calculées effectuées à une hauteur de décision inférieure à une hauteur de décision de catégorie I exigent du DME un niveau de précision, de continuité du service et d'intégrité applicable au type d'opération.

14.2.2 Lorsqu'elles aboutissent à une piste secondaire parallèle, ces opérations exigent que le système embarqué calcule le guidage latéral et vertical. Les hauteurs de décision peuvent être limitées par la couverture du signal MLS et la précision du guidage calculé réalisables.

14.2.3 L'équipement MLS sol qui répond aux objectifs de service du niveau 2 peut suffire pour les opérations axiales calculées :

a) lorsque l'opération est effectuée à des hauteurs de décision de catégorie I ou supérieures ;

b) lorsque la construction de trajectoire de référence et le guidage calculé latéral et vertical assuré par l'équipement embarqué possèdent le même niveau d'intégrité que le récepteur MLS pour une opération MLS de base.

14.2.4 Lorsque les opérations axiales calculées sont effectuées au-dessous des hauteurs de décision de catégorie 1, le niveau de service de l'équipement MLS sol doit être compatible avec la hauteur de décision utilisée. De même, l'équipement embarqué qui assure le guidage calculé doit posséder la même intégrité que le récepteur de base utilisé pour les opérations MLS de base avec hauteur de décision équivalente.

14.3 Procédures d'approche courbe MLS

14.3.1 Ces procédures doivent être examinées avec soin afin de déterminer le niveau de service exigé de l'équipement sol. Pour les courbes MLS, l'exigence la plus stricte en matière d'intégrité et de continuité du service peut être fondée sur une partie de la trajectoire de vol précédant la hauteur de décision. En pareil cas, les objectifs d'intégrité et de continuité du service de l'équipement MLS sol ne peuvent reposer uniquement sur la catégorie d'atterrissage. Lorsque les exigences en matière de franchissement d'obstacles prévoient que la précision du guidage doit être hautement fiable, les objectifs d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol peuvent être déterminés à l'aide de la méthode de l'arborescence des risques décrite au supplément A. Les exigences ci-après doivent également être prises en compte :

a) l'équipement embarqué doit pouvoir construire les trajectoires de référence et calculer le guidage vertical et latéral, avec contrôle positif dans les virages ;

b) l'intégrité et la continuité du service de l'équipement embarqué doivent être compatibles avec le degré de confiance dans la précision du guidage nécessaire pour exécuter la procédure en toute sécurité.

15. Application des configurations MLS simplifiées

15.1 Les SARP sur les configurations MLS de base et élargies contiennent une norme unique sur le signal hertzien, mais le chapitre 3, § 3.11.3.4, définit une configuration MLS simplifiée qui permet d'utiliser le MLS pour les opérations de navigation fondée sur les performances.

15.2 Les limites assouplies en matière de couverture, de précision et de contrôle ne dépassent pas celles qui sont spécifiées au chapitre 3, § 3.1, pour les ILS des installations de catégorie de performances I. Cette configuration MLS simplifiée permet les opérations de catégorie I avec des réductions importantes des dimensions des antennes d'azimut et de site. Des réductions supplémentaires de la complexité de l'équipement peuvent être réalisées selon que l'on déroge à l'exigence CMN pour les applications permettant les opérations d'approche et d'atterrissage qui n'exigent pas de pilote automatique.

15.3 La configuration MLS simplifiée est compatible avec les configurations MLS de base et élargies.

Tableau G-1. Bilan de puissance du système

[Couverture en azimut ±40° ; couverture en site 0-20° ; portée de 37 km (20 NM)]

Élément du bilan de puissance (Note 1)	Fonction d'azimut d'approche					Fonction de site			Fonction d'azimut arrière			
			Largeur de faisceau				Largeur de faisceau			Largeur de faisceau		
	MDPD	Guidage complé-mentaire	1°	2°	3° (Note 2)	MDPD	1°	2°	MDPD	1°	2°	3°
Signal nécessaire à l'emplacement de l'aéronef (dBm)	–95,0	–93,5	–91,2	–85,2	–81,7	–95,0	–93,5	–90,0	–95,0	–93,5	–88,2	–84,7
Affaiblissement de propagation (dB) (Notes 3 et 4)	139,0	139,0	139,0	139,0	139,0	138,1	138,1	138,1	133,9	133,9	133,9	133,9
Pertes probabilistes (dB) :												
a) Polarisation	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
b) Pluie	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	1,3	1,3	1,3	1,3
c) Atmosphère	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
d) Multitrajet horizontal	3,0	3,0	0,5	0,5	0,5	3,0	–	–	3,0	0,5	0,5	0,5
e) Multitrajet vertical	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	1,0	1,0	2,0	2,0	2,0	2,0
Total (somme quadratique) a) à e) (dB)	4,3	4,3	3,1	3,1	3,1	4,3	2,5	2,5	3,9	2,5	2,5	2,5
Perte sur le diagramme horizontal et vertical (dB)	–	1,0	2,0	2,0	2,0	–	6,0	6,0	–	2,0	2,0	2,0
Marge du moniteur (dB)	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Gain d'antenne (dB) (Note 5)	–	–13,3	–23,0	–20,0	–18,0	–	–20,8	–17,8	–	–23,0	–20,0	–18,0
Gain net de puissance aux extrémités de couverture (dB)	–7,3	–	–	–	–	–7,3	–	–	–7,3	–	–	–
Puissance d'émission nécessaire (dBm)	42,5	39,0	31,4	40,4	41,1	41,6	33,8	40,3	37,1	23,4	31,7	37,2
Exemple émetteur 20 watt (dBm)	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0
Marge de puissance de l'émetteur (dB)	0,5	4,0	11,6	2,6	1,9	1,4	9,2	2,7	5,9	19,6	11,3	5,8

NOTES.—

1. Les gains et les pertes indiqués pour l'antenne sont des valeurs représentatives.
2. Le débit de données élevé pour la largeur de faisceau en azimut de 3° permettra de réduire de 4,8 dB la puissance d'émission nécessaire.
3. On admet que la distance à l'antenne d'azimut est égale à 41,7 km (22,5 NM).
4. On admet que la distance à l'antenne d'azimut arrière est égale à 23,1 km (12,5 NM).
5. On peut réduire la puissance requise de l'émetteur en employant des antennes à plus grande efficacité.

Tableau G-2. Bilan de puissance du système embarqué

Élément du bilan de puissance	MDPD	Guidage complé-mentaire	Fonction d'azimut d'approche – Largeur de faisceau 1°	2°	3°	3° (Note 1)	Fonction de site – Largeur de faisceau 1°	2°	Fonction d'azimut arrière – Largeur de faisceau 1°	2°	3°
Rapport S/B FI (dB) nécessaire pour :											
a) taux de décodage 72 %	5,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
b) CMN 0,1° (Note 2)	—	—	8,8	14,8	18,3	13,5	—	10,0	—	11,8	15,3
c) Acquisition	—	6,5	—	—	—	—	6,5	—	6,5	—	—
Puissance du bruit dans une bande FI 150 kHz (dBm)	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0
Puissance de signal nécessaire à FI (dBm)	–117,0	–115,5	–113,2	–107,2	–103,7	–108,5	–115,5	–112,0	–115,5	–110,2	–106,7
Bruit (dB)	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11
Perte en câble (Note 3) (dB)	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Gain d'antenne de bord (dBi)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Marge (dB)	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
Signal nécessaire à l'emplacement de l'aéronef (dBm)	–95,0	–93,5	–91,2	–85,2	–81,7	–86,5	–93,5	–90,0	–93,5	–88,2	–84,7

NOTES.—

1. Fonction d'azimut à cadence élevée.
2. CMN 0,2° pour la fonction d'azimut arrière.
3. Pertes en câble antenne antérieure ou antenne postérieure dans une installation type. L'avionique des avions de ligne peut admettre des pertes plus élevées (jusqu'à 11 dB).

Tableau G-3. Exemples de procédures RNAV pour une installation MLS sur la piste 23R
(voir figure G-15)

Procédure	Type de procédure	Piste	Approche interrompue	Nombre de points de cheminement	AAZ ou BAZ
KASEL-1-A	Approche	23R	Oui	4	AAZ
NELSO-1-B	Approche	23R	Oui	3	AAZ
S/O	Approche interrompue	23R	S/O	2	AAZ
SEMOR-1-C	Approche	26 (Note)	Non	2	AAZ
LAWSO-6-D	Départ	23R	S/O	3	BAZ

Note.— La piste 26 est une piste secondaire. La distance de l'azimut virtuel au point de cheminement est de 3 000 m.

Tableau G-4. Exemples de renseignements concernant des points de cheminement de procédures MLS/RNAV

Indicateur de base	Indicateur de validité	Indicateur de route	Numéro de point de cheminement	X (mètres)	Y (mètres)	Z (mètres)	Notes
KASEL	1	A	4	8 200	–9 094	S/O	Z non émise
			3	9 954	–5 336	789	PFAF
			2	6 556	0	344	Z et Y non émises
			1	259	0	16,8 (Note)	Seuil
NELSO	1	B	3	9 742	6 499	819	PFAF
			2	6 556	0	344	Partagé avec KASEL
			1	259	0	16,8 (Note)	Partagé avec KASEL
S/O (approche interrompue)	S/O	S/O	2	–7 408	0	S/O	Z et Y non émises
			1	0	0	S/O	Z et Y non émises
SEMOR	1	C	2	5 567	–5 276	346	PFAF
			1	159	–2 401	16	Seuil
LAWSO	6	D	3	–8 018	3 057	S/O	Z non émise
			2	–4 964	0	S/O	Z et Y non émises
			1	0	0	S/O	Z et Y non émises

Note.— Cette valeur est la hauteur de franchissement du seuil, rapportée au niveau du sol au seuil. La hauteur du seuil par rapport au point de repère MLS est donnée dans le mot de données auxiliaires A2.

Tableau G-5. Exemples d'affectations pour les mots de données B1 et B39

Désignation du mot de donnée	Mot de donnée	Bits n^{os}	Élément de donnée	Valeur	Codage
Correspondance/CRC d'azimut d'approche	B1	I_{21-24}	Nombre d'indicateurs de procédure	3	1100
		I_{25-30}	Dernier mot de la base de données d'azimut d'approche	11	001011 (Note 2)
		I_{31-62}	Code CRC	Voir tableau G-9	
		I_{63}	Mot B42 émis	Non	0
		I_{64}	Mot A4 émis	Oui	1
		I_{65}	Mot B43 émis	Non	0
		I_{66-69}	Réserve	Zéros	0000
Correspondance/CRC d'azimut arrière (Note 3)	B39	I_{21-24}	Nombre d'indicateurs de procédure	1	1000
		I_{25-30}	Premier mot de la base de données d'azimut arrière	36	100100 (Note 2)
		I_{31-62}	Code CRC	Voir tableau G-9	
		I_{63}	Mot B43 émis	Non	0
		I_{64-68}	Réserve	Zéros	00000
		I_{69}	Indicateur de correspondance/CRC d'azimut arrière	Correspondance/ CRC	1

NOTES.—

1. Le numéro de bit le plus bas est à gauche.
2. Les adresses des mots de données sont conformes aux indications du tableau A-9 de l'appendice A et débutent par le bit de poids fort.
3. Une installation pour laquelle il n'existe pas de base de données d'azimut arrière peut utiliser tous les mots jusqu'au mot B39 pour la base de données d'azimut d'approche.

Tableau G-6. Exemple d'affectation de mots indicateurs de procédure

Élément de donnée	Bits n^{os}	Mots de données indicateurs de procédure							
		KASEL B2		NELSO B3		SEMOR B4		LAWSO B36	
		Valeur	Code	Valeur	Code	Valeur	Code	Valeur	Code
Indicateur de base (premier caractère)	I_{21}-I_{25}	K	11010	N	01110	S	11001	L	00110
Deuxième caractère	I_{26}-I_{30}	A	10000	E	10100	E	10100	A	10000
Troisième caractère	I_{31}-I_{35}	S	11001	L	00110	M	10110	W	11101
Quatrième caractère	I_{36}-I_{40}	E	10100	S	11001	O	11110	S	11001
Cinquième caractère	I_{41}-I_{45}	L	00110	O	11110	R	01001	O	11110
Indicateur de validité	I_{46}-I_{49}	1	1000	1	1000	1	1000	6	0110
Indicateur de route	I_{50}-I_{54}	A	10000	B	01000	C	11000	D	00100
Numéro de piste	I_{55}-I_{60}	23	111010	23	111010	26	010110	23	111010
Lettre de piste	I_{61}-I_{62}	R	10	R	10	–	00	R	10
Type de procédure	I_{63}	APP	0	APP	0	APP	0	DEP	1
Indice du premier point de cheminement	I_{64}-I_{69}	1	100000	4	001000	5	101000	1	100000

Note.— Le numéro de bit le plus bas est à gauche.

Tableau G-7. Exemple d'affectation de points de cheminement (WP) pour approche MLS/RNAV

Procédure	Mot de donnée	Bits n^os^	Élément de donnée	Valeur	Codage	Indice WP
KASEL	B5	I_{21-35}	WP 4 – Coordonnée X	8 200 m	110000010011000	1
		I_{36}	Coordonnée Y suit	Oui	1	
		I_{37-51}	WP 4 – Coordonnée Y	–9 094 m	000001111011001	
		I_{52}	Coordonnée Z suit	Non	0	
		I_{53-55}	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000	
		I_{56-69}	WP 3 – Coordonnée X (14 premiers bits)	9 954 m	00001100111100	2
	B6	I_{21}	WP 3 – Coordonnée X (dernier bit)		0	
		I_{22}	Coordonnée Y suit	Oui	1	
		I_{23-37}	WP 3 – Coordonnée Y	–5 336 m	001001000001001	
		I_{38}	Coordonnée Z suit	Oui	1	
		I_{39-51}	WP 3 – Coordonnée Z	789 m	1001111011000	
		I_{52-54}	Identificateur du prochain segment/champ	Courbe = 1	100	
		I_{55-69}	WP 2 – Coordonnée X	6 556 m	100000000101000	3
	B7	I_{21}	Coordonnée Y suit	Non	0	
		I_{22}	Coordonnée Z suit	Oui	1	
		I_{23-35}	WP 2 – Coordonnée Z	344 m	0011110110000	
		I_{36-38}	Identificateur du prochain segment/champ	5	101	
		I_{39-44}	Hauteur du point de cheminement de seuil	16,8 m	010001	
		I_{45-50}	Indice d'approche interrompue	7	111000	
NELSO		I_{51-65}	WP 3 – Coordonnée X	9 742 m	101110110111000	4
		I_{66}	Coordonnée Y suit	Oui	1	
		I_{67-69}	WP 3 – Coordonnée Y (trois premiers bits)	6 499 m	110	
	B8	I_{21-32}	WP 3 – Coordonnée Y (douze derniers bits)		101111001000	
		I_{33}	Coordonnée Z suit	Oui	1	
		I_{34-46}	WP 3 – Coordonnée Z	819 m	1110100111000	
		I_{47-49}	Identificateur du prochain segment/champ	Partagé = 3	110	
		I_{50-55}	Indice du prochain point de cheminement	3	110000	
SEMOR		I_{56-69}	WP 2 – Coordonnée X (quatorze premiers bits)	5 567 m	11111110000100	5
	B9	I_{21}	WP 2 – Coordonnée X (dernier bit)		0	
		I_{22}	Coordonnée Y suit	Oui	1	
		I_{23-37}	WP 2 – Coordonnée Y	–5 276 m	101100000001001	
		I_{38}	Coordonnée Z suit	Oui	1	
		I_{39-51}	WP 2 – Coordonnée Z	346 m	0111110110000	
		I_{52-54}	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000	
		I_{55-69}	WP 1 – Coordonnée X	159 m	011111000000000	6
	B10	I_{21}	Coordonnée Y suit	Oui	1	
		I_{22-36}	WP 1 – Coordonnée Y	–2 401 m	010101011100001	
		I_{37}	Coordonnée Z suit	Oui	1	

Procédure	Mot de donnée	Bits n^os^	Élément de donnée	Valeur	Codage	Indice WP
		I_{38-50}	WP 1 – Coordonnée Z	16 m	0010111000000	
		I_{51-53}	Identificateur du prochain segment/champ	6	011	
		I_{54-59}	Distance de l'azimut virtuel	3 000 m	011110	
Approche interrompue		I_{60-69}	WP 2 – Coordonnée X (dix premiers bits)	–7 408 m	0111001011	7
	B11	I_{21-25}	WP 2 – Coordonnée X (cinq derniers bits)		01001	
		I_{26}	Coordonnée Y suit	Non	0	
		I_{27}	Coordonnée Z suit	Non	0	
		I_{28-30}	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000	
		I_{31-45}	WP 1 – Coordonnée X	0	000000000000000	8
		I_{46}	Coordonnée Y suit	Non	0	
		I_{47}	Coordonnée Z suit	Non	0	
		I_{48-50}	Identificateur du prochain segment/champ	6	011	
		I_{51-69}	Réserve	Zéros	000...000	

Note.— Le numéro de bit le plus bas est à gauche.

Tableau G-8. Exemple d'affectation de points de cheminement (WP) pour départ MLS/RNAV

Procédure	Mot de donnée	Bits n^os^	Élément de donnée	Valeur	Codage	Indice WP
LAWSO	B37	I_{21-35}	WP 3 – Coordonnée X	–8 018 m	001111000011001	1
		I_{36}	Coordonnée Y suit	Oui	1	
		I_{37-51}	WP 3 – Coordonnée Y	3 057 m	010101010010000	
		I_{52}	Coordonnée Z suit	Non	0	
		I_{53-55}	Identificateur du prochain segment/champ	Courbe = 1	100	
		I_{56-69}	WP 2 – Coordonnée X (quatorze premiers bits)	–4 964 m	11001001111000	2
	B38	I_{21}	WP 2 – Coordonnée X (dernier bit)		1	
		I_{22}	Coordonnée Y suit	Non	0	
		I_{23}	Coordonnée Z suit	Non	0	
		I_{24-26}	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000	
		I_{27-41}	WP 1 – Coordonnée X	0	000000000000000	3
		I_{42}	Coordonnée Y suit	Non	0	
		I_{43}	Coordonnée Z suit	Non	0	
		I_{44-46}	Identificateur du prochain segment/champ	Dernier WP = 6	011	
		I_{47-69}	Réserve	Zéros	000...000	

Note.— Le numéro de bit le plus bas est à gauche.

Tableau G-9. Exemple de base de données MLS/RNAV complète

	Position des bits															
	1	2			3		4			5		6			7	
Mot	3456	7890	1234	5678	9012	3456	7890	1234	5678	9012	3456	7890	1234	5678	9012	3456
A1	0000	0111	0011	0010	0101	1101	1001	1000	0010	0110	0010	0100	0000	0000	0000	0100
A2	0000	1010	0011	0010	0111	0000	0010	0111	1001	1000	0000	0000	0110	0000	0001	1010
A3	0000	1101	0011	0010	0001	0111	0110	0110	0011	0000	0100	0110	0111	0000	0111	1101
A4	0001	0011	0011	0010	0111	0000	0010	0000	0000	0000	0001	0000	0000	0000	0110	1000
B1	0000	0111	1100	0010	1100	0111	0100	0011	1111	0000	0001	1001	0001	0000	0010	0111
B2	0000	1010	1101	0100	0011	0011	0100	0011	0100	0100	0011	1010	1001	0000	0111	1001
B3	0000	1101	0111	0101	0000	1101	1001	1111	0100	0010	0011	1010	1000	0100	0000	1101
B4	0001	0011	1100	1101	0010	1101	1110	0100	1100	0110	0001	0110	0001	0100	0011	1110
B5	0001	0100	1100	0001	0011	0001	0000	0111	1011	0010	0000	0001	1001	1110	0000	0001
B6	0001	1001	0100	1001	0000	0100	1110	0111	1011	0001	0010	0000	0001	0100	0011	0000
B7	0001	1110	0100	1111	0110	0001	0101	0001	1110	0010	1110	1101	1100	0111	0110	1001
B8	0010	0010	1011	1100	1000	1111	0100	1110	0011	0110	0001	1111	1100	0010	0000	0011
B9	0010	0101	0110	1100	0000	0100	1101	1111	0110	0000	0001	1111	0000	0000	0101	0110
B10	0010	1000	1010	1010	1110	0001	1001	0111	0000	0001	1011	1100	1110	0101	1110	0100
B11	0010	1111	0100	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0110	0100
B36	1001	0001	0011	0100	0011	1011	1001	1111	0011	0001	0011	1010	1011	0000	0010	0101
B37	1001	0110	0011	1100	0011	0011	0101	0101	0010	0000	1001	1001	0011	1100	0100	0000
B38	1001	1011	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1101
B39	1001	1100	1000	1001	0010	1011	0010	0001	1000	1011	1111	0010	0000	0000	1010	1001
B40	1010	0000	0111	0011	0110	0110	0110	1000	0101	0110	0101	0010	0010	1010	0110	1001
B41	1010	0111	1100	0000	0000	0110	1101	1001	0111	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1111
B44	1011	0011	1110	1010	0101	1000	0100	1010	0000	1110	1110	1000	1000	0000	0001	1011
B45	1011	0100	1111	1001	0000	0000	0000	1101	0010	0100	0000	0000	0010	1111	0000	0011
BDW6	0011	0011	1000	1000	0011											

Note.— Les bits I_1 à I_{12} du préambule ne sont pas indiqués.

Tableau G-10. Détermination des zones critiques et sensibles d'azimut MLS – Erreurs admissibles
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) et les erreurs, en degrés]

	Distance azimut – seuil m (ft)							
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 360 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Largeur de faisceau d'antenne	2°	2°	2°	2°	2°	1°	1°	1°
a) Bilan système pour PFN = 3,5 m (11,5 ft)	0,1098	0,0941	0,0824	0,0732	0,0659	0,0599	0,0549	0,0507
b) Erreur admissible de l'équipement sol	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120
c) Réflexion par le sol – Erreur admissible	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0200	0,0200	0,0200
d) Emplacement propre – Erreur admissible $\left[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}\right]$	0,1016	0,0844	0,0710	0,0601	0,0510	0,0552	0,0497	0,0450
e) Support ALS/moniteur – Erreur admissible	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0150	0,0150	0,0150
f) Emplacement complexe – Erreur admissible $\left[f = \sqrt{d^2 - e^2}\right]$	0,0970	0,0788	0,0643	0,0521	0,0412	0,0531	0,0474	0,0424
g) Emplacement complexe – 70 % de l'erreur admissible	0,0679	0,0552	0,0450	0,0365	0,0288	0,0372	0,0332	0,0297
a) Bilan système pour CMN = 3,2 m (10,5 ft)	0,1003	0,0859	0,0752	0,0668	0,0602	0,0547	0,0501	0,0463
b) Erreur admissible de l'équipement (GND)	0,0315	0,0270	0,0236	0,0210	0,0189	0,0172	0,0158	0,0145
c) Erreur admissible de l'équipement (ABN)	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150
d) Vibrations de la structure – Erreur admissible	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320
e) Emplacement propre/ complexe – Erreur admissible $\left[e = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2}\right]$	0,0884	0,0735	0,0620	0,0527	0,0449	0,0380	0,0319	0,0261
f) Emplacement complexe – 70 % de l'erreur admissible	0,0619	0,0515	0,0434	0,0369	0,0314	0,0266	0,0223	0,0183

Tableau G-11. Détermination de la zone critique de site MLS – Erreurs admissibles
(En degrés)

Largeur de faisceau d'antenne		1,5°	1,0°
a)	Bilan système pour PFN = 0,4 m (1,3 ft)	0,083	0,083
b)	Erreur admissible de l'équipement sol	0,010	0,010
c)	Réflexions dans les lobes secondaires	0,055	0,037
d)	Emplacement propre – Erreur admissible $\left[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}\right]$	0,061	0,073
e)	Diffractions verticales (moniteurs extérieurs)	0,030	0,030
f)	Réflexions latérales – Erreur admissible	0,031	0,043
g)	Emplacement complexe – Erreur admissible $\left[g = \sqrt{d^2 - e^2 - f^2}\right]$	0,043	0,051
h)	Emplacement complexe – 70 % de l'erreur admissible	0,030	0,036
a)	Bilan système pour CMN = 0,3 m (1,0 ft)	0,064	0,064
b)	Erreur admissible de l'équipement sol	0,032	0,032
c)	Erreur admissible de l'équipement embarqué	0,010	0,010
d)	Réflexions dans les lobes secondaires – Erreur admissible	0,015	0,010
e)	Vibrations de la structure – Erreur admissible	0,010	0,010
f)	Emplacement propre/complexe – Erreur admissible $\left[f = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2 - e^2}\right]$	0,052	0,053
g)	Emplacement complexe – 70 % de l'erreur admissible	0,036	0,037

Tableau G-12A. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche dans l'axe suivant l'azimut zéro degré, voir § 4.3.7)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
Distance azimut – seuil	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-747, emplacement propre	490 (1 600)	520 (1 700)	580 (1 900)	610 (2 000)	640 (2 100)	670 (2 200)	700 (2 300)	700 (2 300)
B-727, emplacement propre	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)
B-747, emplacement complexe	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	640 (2 100)	700 (2 300)	730 (2 400)	760 (2 500)	820 (2 700)
B-727, emplacement complexe	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	550 (1 800)	460 (1 500)	490 (1 600)	550 (1 800)

Tableau G-12B. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche décalée, voir § 4.3.7.1)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
Distance azimut – seuil	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-747, emplacement propre	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	880 (2 900)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
B-727, emplacement propre	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
B-747, emplacement complexe	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
B-727, emplacement complexe	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)

Tableau G-12C. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche axiale calculée, voir § 4.3.7.2, emplacements propres)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
Distance antenne d'azimut – seuil	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Aéronefs comparables au B-727, emplacement propre								
Hauteur : 300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
75 (250)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
60 (200)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)	610 (2 000)	610 (2 000)	670 (2 200)
45 (150)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)	610 (2 000)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)
30 (100)	300 (1 000)	520 (1 700)	610 (2 000)	700 (2 300)	820 (2 700)	920 (3 000)	980 (3 200)	1 100 (3 600)
15 (50)	610 (2 000)	730 (2 400)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 100 (3 600)	1 040 (3 400)	1 190 (3 900)
Aéronefs comparables au B-747, emplacement propre								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	520 (1 700)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	850 (2 800)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
60 (200)	700 (2 300)	790 (2 600)	820 (2 700)	920 (3 000)	940 (3 100)	940 (3 100)	1 010 (3 300)	1 010 (3 300)
45 (150)	760 (2 500)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 070 (3 500)	1 190 (3 900)	1 400 (4 600)
30 (100)	850 (2 800)	960 (3 100)	1 100 (3 600)	1 250 (4 100)	1 400 (4 600)	1 550 (5 100)	1 710 (5 600)	1 890 (6 200)
15 (50)	1 070 (3 500)	1 340 (4 400)	1 580 (5 200)	1 830 (6 000)	1 980 (6 500)	2 040 (6 700)	2 070 (6 800)	2 070 (6 800)

Tableau G-12D. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche axiale calculée, voir § 4.3.7.2, emplacements complexes)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
Distance antenne d'azimut – seuil	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Aéronefs comparables au B-727, emplacement complexe								
Hauteur : 300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)
300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)	730 (2 400)
330 (1 100)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	670 (2 200)	700 (2 300)	790 (2 600)	880 (2 900)
330 (1 100)	330 (1 100)	550 (1 800)	640 (2 100)	730 (2 400)	1 010 (3 300)	940 (3 100)	1 040 (3 400)	1 160 (3 800)
640 (2 100)	640 (2 100)	790 (2 600)	940 (3 100)	1 070 (3 500)	1 250 (4 100)	1 250 (4 100)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)
Aéronefs comparables au B-747, emplacement complexe								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	670 (2 200)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
60 (200)	730 (2 400)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 040 (3 400)	1 070 (3 500)	1 220 (4 000)
45 (150)	820 (2 700)	880 (2 900)	980 (3 200)	1 100 (3 600)	1 220 (4 000)	1 100 (3 600)	1 190 (3 900)	1 430 (4 700)
30 (100)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)	1 580 (5 200)	1 770 (5 800)	1 950 (6 400)
15 (50)	1 100 (3 600)	1 370 (4 500)	1 620 (5 300)	1 830 (6 000)	2 130 (7 000)	2 230 (7 300)	2 350 (7 700)	2 380 (7 800)

Tableau G-12E. Demi-largeur type de zone sensible d'azimut
pour protéger le guidage de roulement au sol (voir § 4.3.7)
[distances en mètres (ft)]

	Largeur de faisceau de 2,0°					Largeur de faisceau de 1,0°		
Distance azimut – seuil	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Emplacement propre/complexe	38 (123)	48 (157)	59 (193)	70 (230)	83 (271)	54 (177)	62 (202)	69 (227)

Tableau G-13. Pente de la surface de hauteur minimum et longueur du volume de couverture protégé correspondant pour les procédures d'approche MLS/RNAV

Longueur du volume de couverture protégé L[m(ft)] PCH = 2,0 m	Pente θ de la surface de hauteur minimum Pente/angle de site (degrés)	
	B-727 perturbateur	B-747 perturbateur
300 (1 000)	1,81	3,49
450 (1 500)	1,23	2,36
600 (2 000)	0,95	1,79
750 (2 500)	0,77	1,44
900 (3 000)	S/O	1,21

La relation ci-dessous peut servir à déterminer la pente Θ de la surface de hauteur minimum par rapport au centre de phase d'une antenne d'azimut pour une longueur arbitraire L du volume de couverture protégé.

$$\theta = \mathrm{tg}^{-1}\left[\frac{\mathrm{TFH} + \frac{\sqrt{\lambda(\mathrm{L})}}{4} - \mathrm{PCH}}{\mathrm{L}}\right]$$

Dans cette relation :

TFH = hauteur de la dérive ;

PCH = hauteur du centre de phase ;

λ = longueur d'onde MLS.

Note.— TFH est égale à 10,4 m pour le B-727 et à 19,3 m pour le B-747 ; λ est égale à 0,06 m. PCH et L doivent être exprimés en mètres si TFH et λ le sont.

Tableau G-14. Relations entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol

Panne de sous-système	Conséquence						
	Azimut d'approche	Site d'approche	Azimut arrière	Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut d'approche	Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut arrière	Données auxiliaires	DME/N ou DME/P
Azimut d'approche	*	*		+		+	
Site d'approche		*					
Azimut arrière			*		+		
Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut d'approche	*	*		*		+	
Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut arrière			*		*		
Données auxiliaires	+	+		+		*	
DME/N ou DME/P							*

* Le rayonnement devrait cesser.
\+ Le rayonnement peut se poursuivre lorsque l'exploitation l'exige.

Tableau G-15. Objectifs de continuité du service et d'intégrité dans le cas des opérations MLS de base et MLS/RNAV

Niveau	Azimut ou site			DME/P (Note 6)		
	Intégrité lors d'un atterrissage quelconque	Continuité du service	MTBO (heures)	Intégrité lors d'un atterrissage quelconque (Note 4)	Continuité du service	MTBO (heures)
1	Non démontrées mais conçues pour être conformes aux spécifications du niveau 2 (Note 3)					
2	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000
3	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (15 s)	2 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000
4 (Note 5)	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (30 s Az) (15 s El) (Note 6)	4 000 Az 2 000 El (Note 6)	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000

NOTES.—

1. La continuité du service et l'intégrité de la fonction de données sont prises en considération dans les valeurs spécifiées pour la fonction d'angle pour chaque niveau.
2. L'azimut arrière n'est pas requis pour les procédures de base.
3. Tous les équipements devraient être au moins conformes aux spécifications du niveau 2.
4. Si le DME/N est utilisé avec le MLS, les chiffres pourront être ramenés à $1 - 1 \times 10^{-5}$.
5. Les temps d'exposition du niveau 4 sont basés sur l'expérience de l'utilisation de l'ILS et sont compatibles avec les possibilités opérationnelles actuelles. À mesure que l'on acquerra de l'expérience de l'utilisation du MLS et que l'on proposera des possibilités opérationnelles supérieures, il faudra peut-être modifier ces valeurs.
6. Les procédures MLS/RNAV exigeront peut-être que, aux niveaux 3 et 4, les objectifs d'intégrité, de continuité du service et de MTBO des éléments site, DME/P et azimut arrière (s'il est utilisé), soient équivalents à ceux de l'équipement azimut.

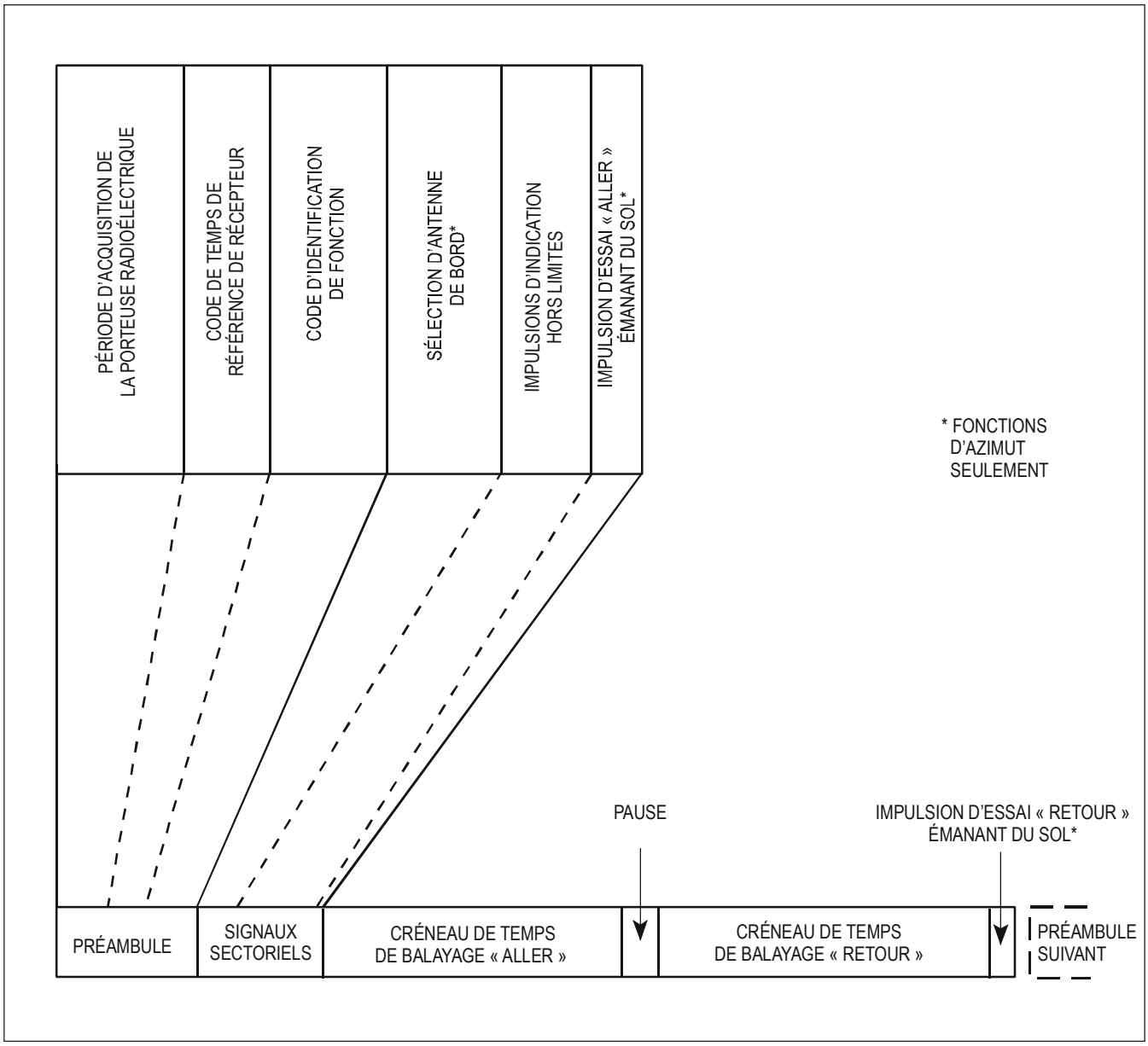


Figure G-1. Organisation de fonction d'angle

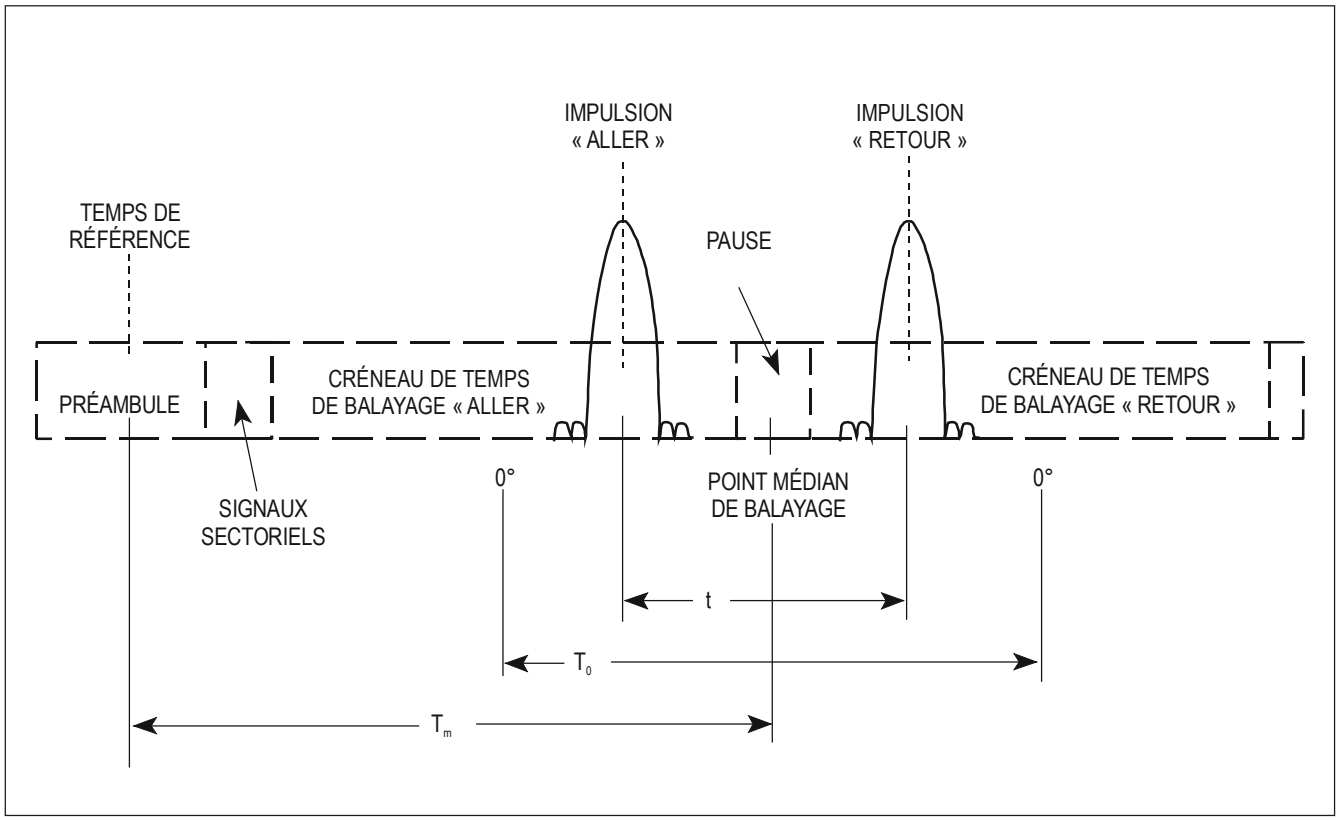
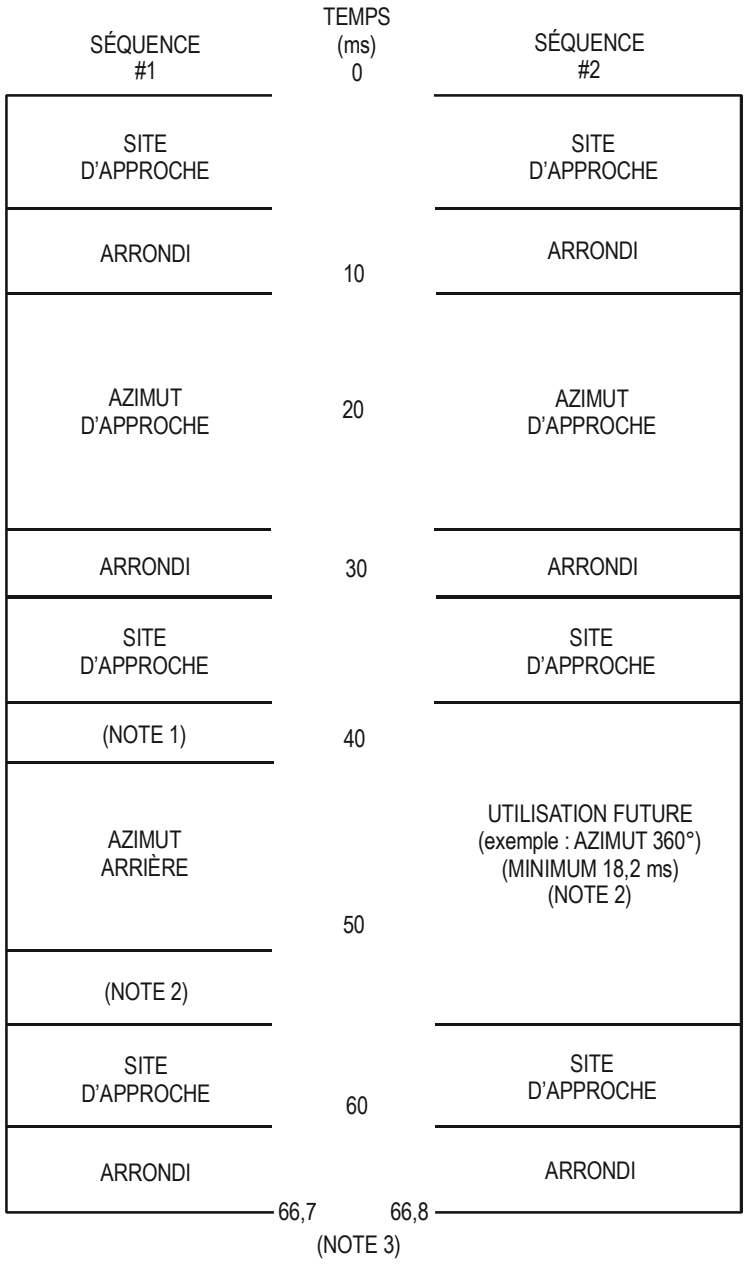


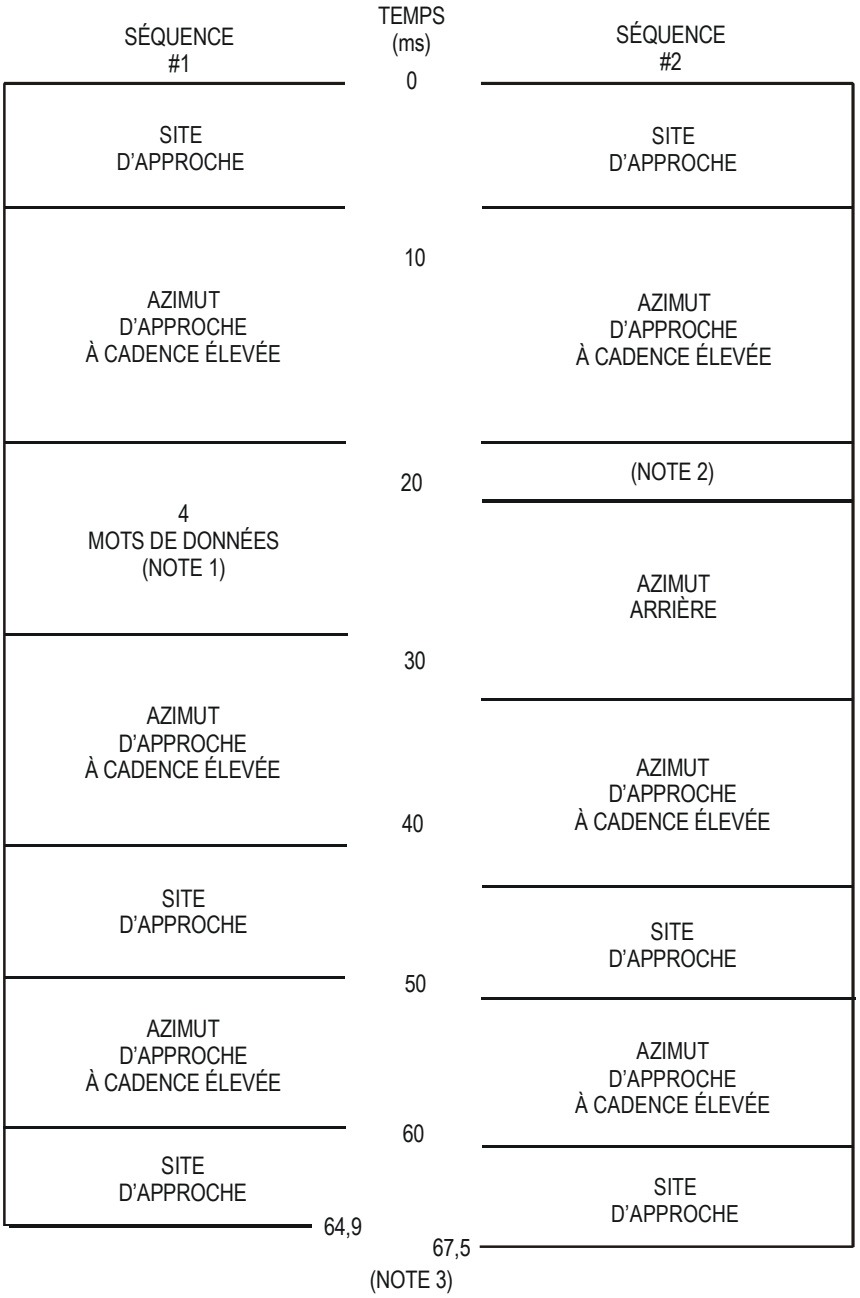
Figure G-2. Paramètres de séquencement de balayage en angle



NOTES.—

1. Lorsque la fonction d'azimut arrière est assurée, le mot de données de base 2 doit être émis uniquement à cet endroit.
2. Des mots de données peuvent être émis dans n'importe quelle période de temps libre.
3. La somme des durées de la séquence #1 et de la séquence #2 ne doit pas dépasser 134 ms.

Figure G-3A. Paire de séquences d'émission avec place pour toutes les fonctions de guidage en angle MLS



NOTES.—

1. Des mots de données peuvent être émis dans n'importe quelle période de temps libre.
2. Lorsque la fonction d'azimut arrière est assurée, le mot de données de base 2 doit être émis uniquement à cet endroit.
3. La somme des durées de la séquence #1 et de la séquence #2 ne doit pas dépasser 134 ms.

Figure G-3B. Paire de séquences d'émission avec place pour la fonction de guidage en angle d'azimut d'approche à cadence élevée MLS

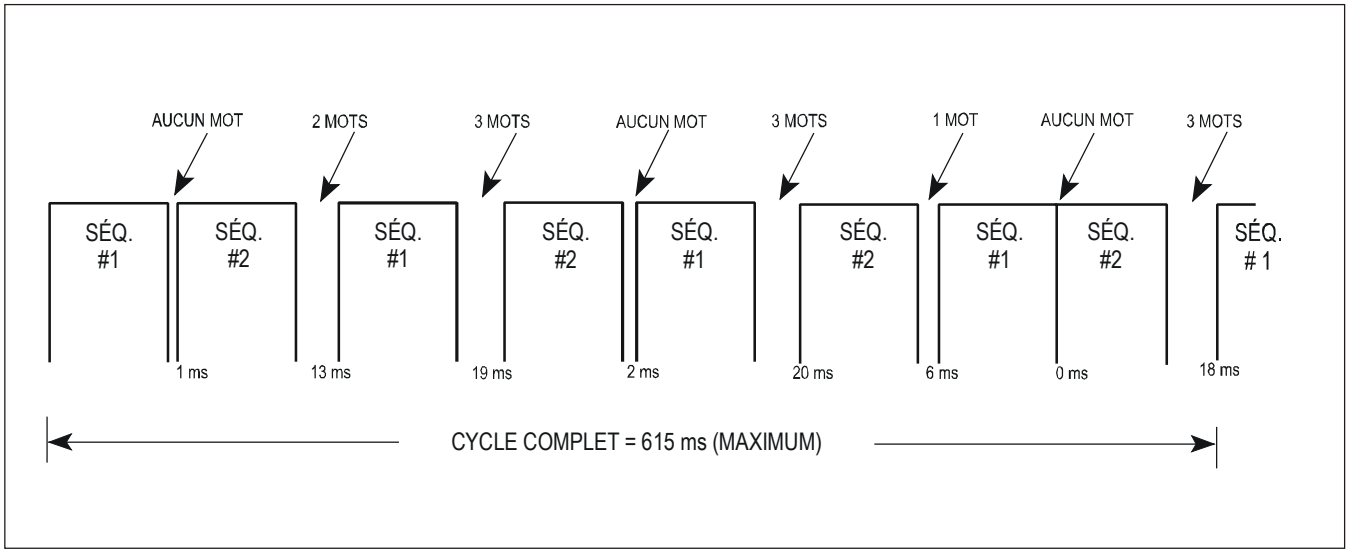


Figure G-3C. Cycle complet d'émission multiplex avec indication des périodes de temps libre pouvant servir à l'émission de mots de données

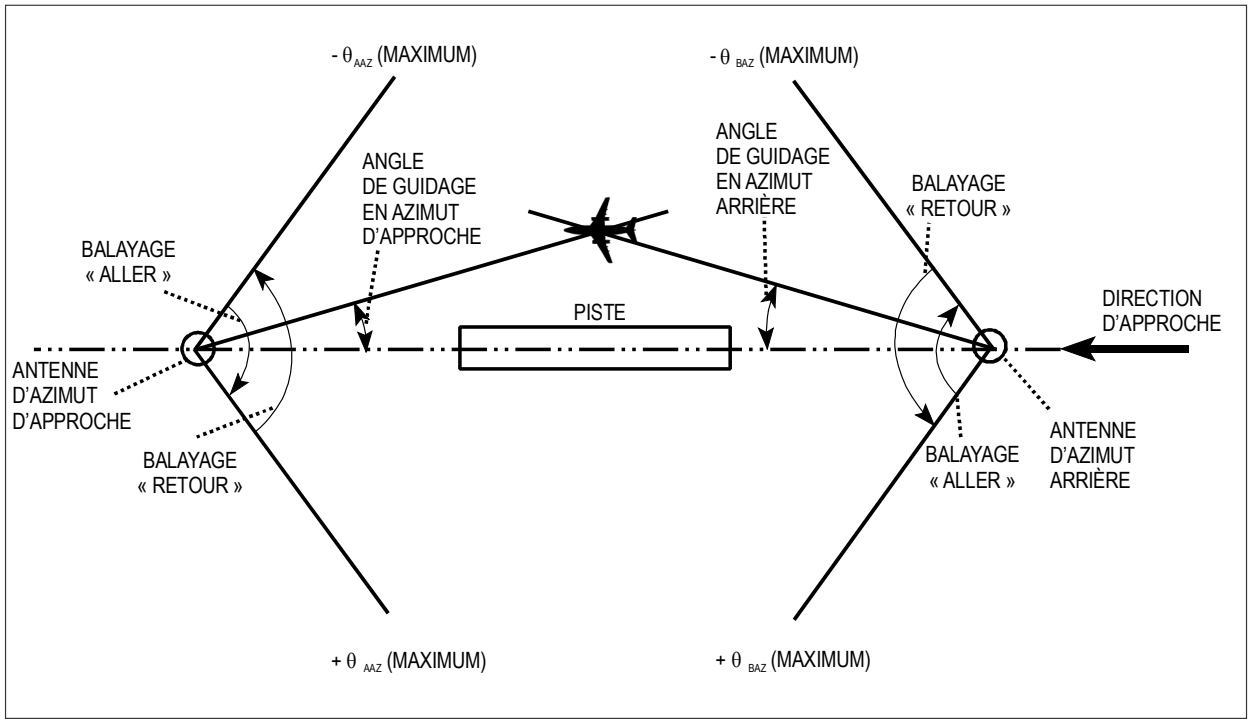
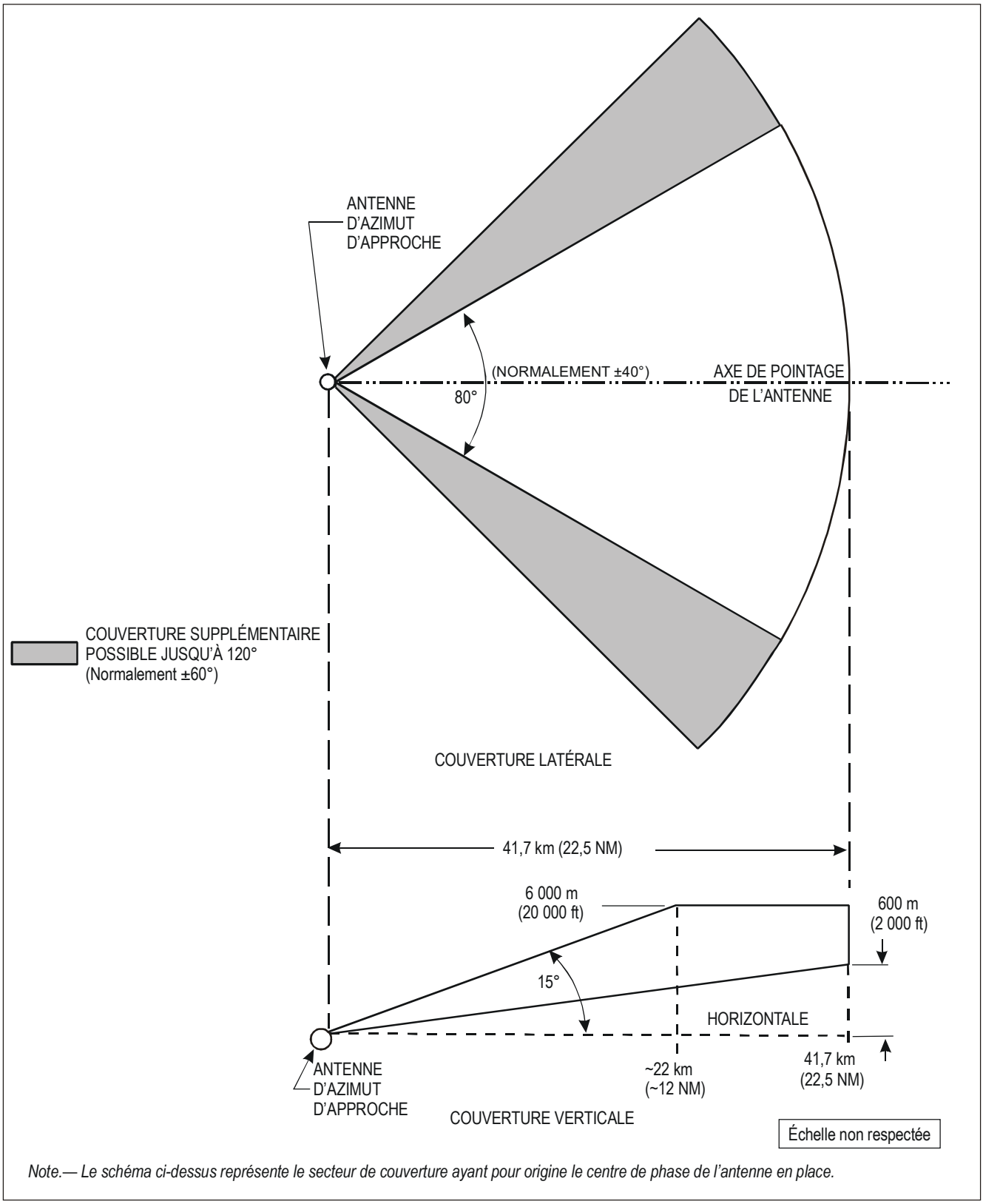
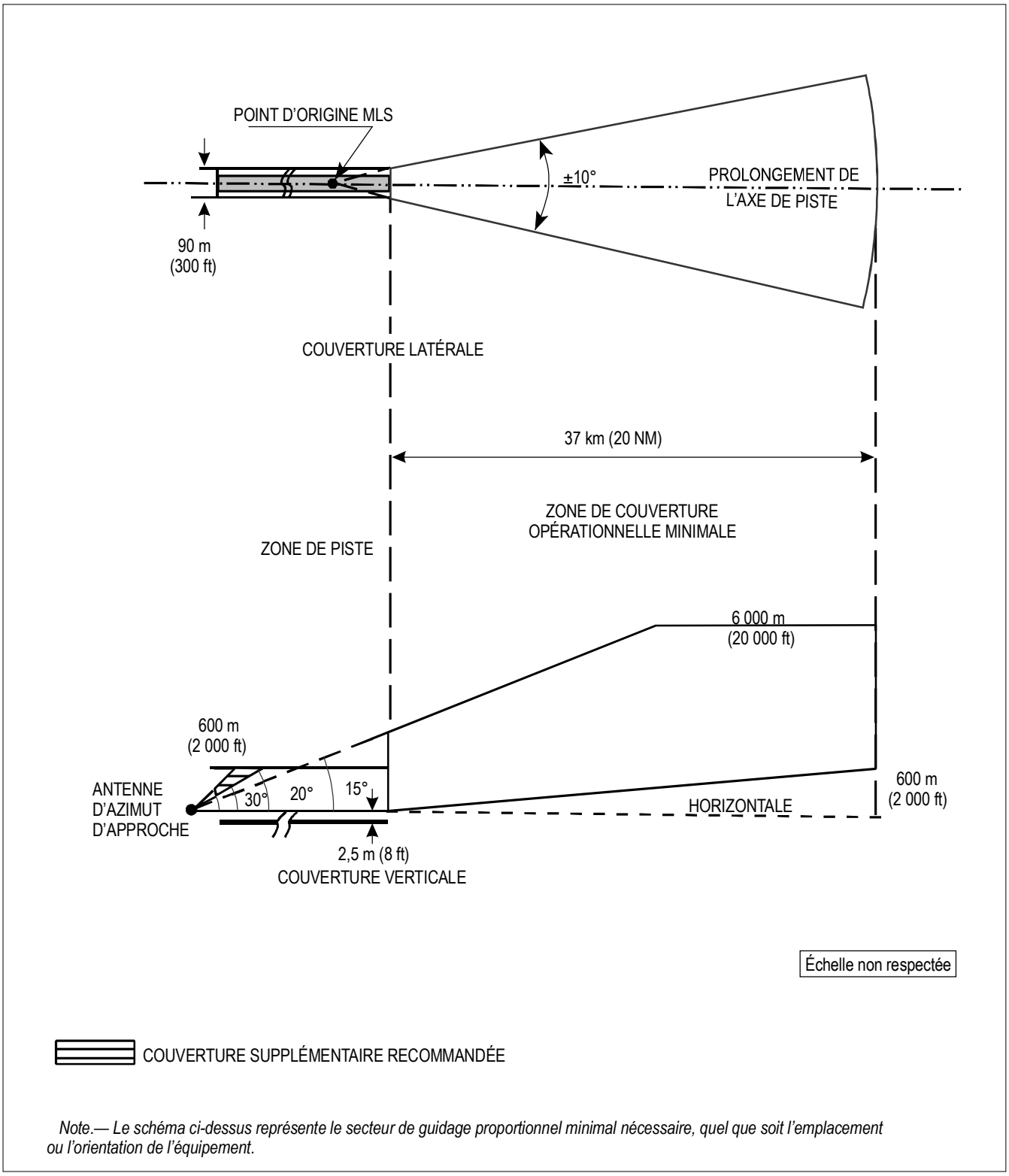


Figure G-4. Conventions de balayage pour les fonctions de guidage en azimut



Note.— Le schéma ci-dessus représente le secteur de couverture ayant pour origine le centre de phase de l'antenne en place.

Figure G-5A. Couverture en azimut dans la zone d'approche



Note.— Le schéma ci-dessus représente le secteur de guidage proportionnel minimal nécessaire, quel que soit l'emplacement ou l'orientation de l'équipement.

Figure G-5B. Couverture en azimut d'approche dans la zone de piste et couverture opérationnelle minimale pour la zone d'azimut d'approche

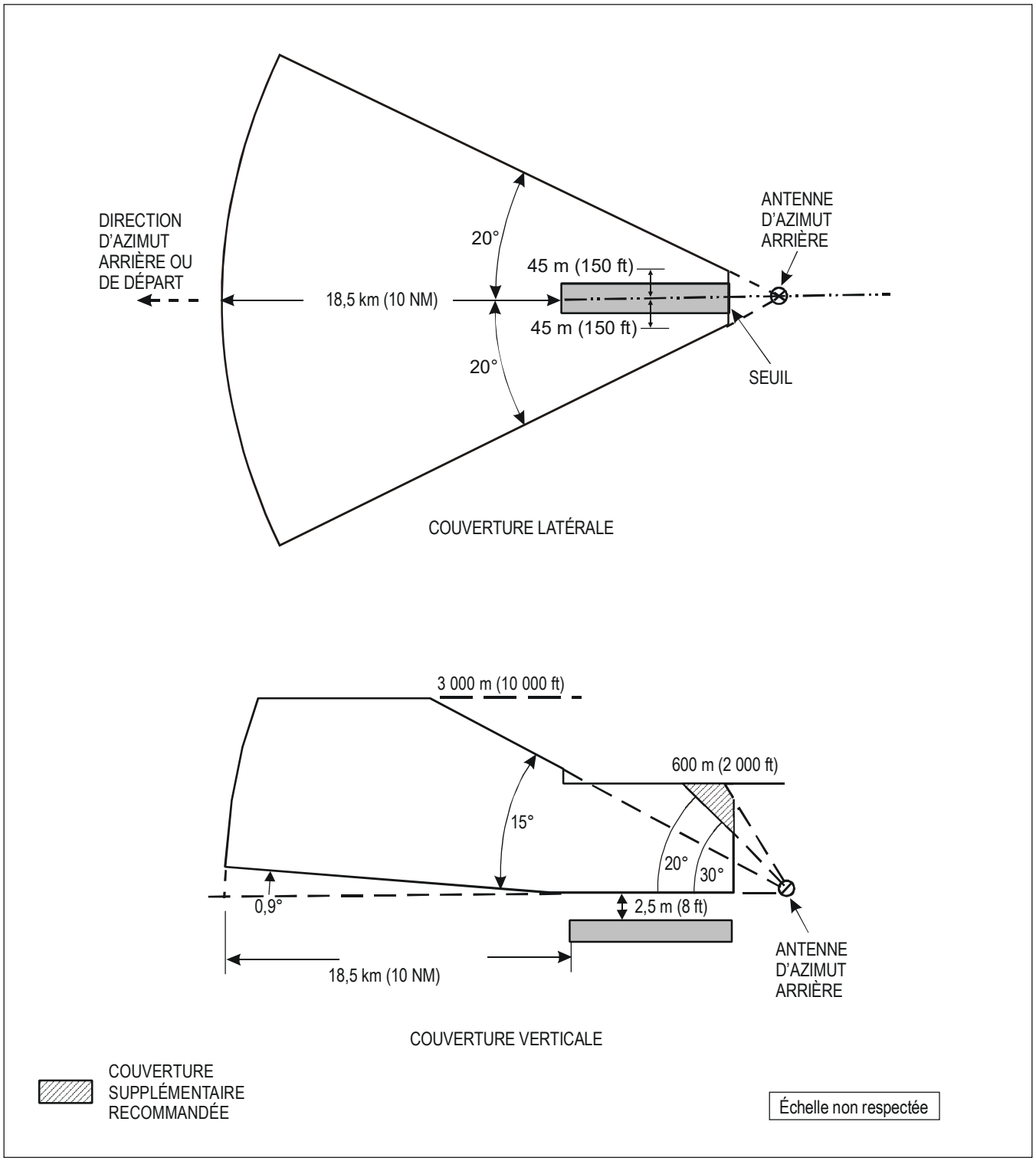


Figure G-6. Couverture en azimut dans la zone d'azimut arrière

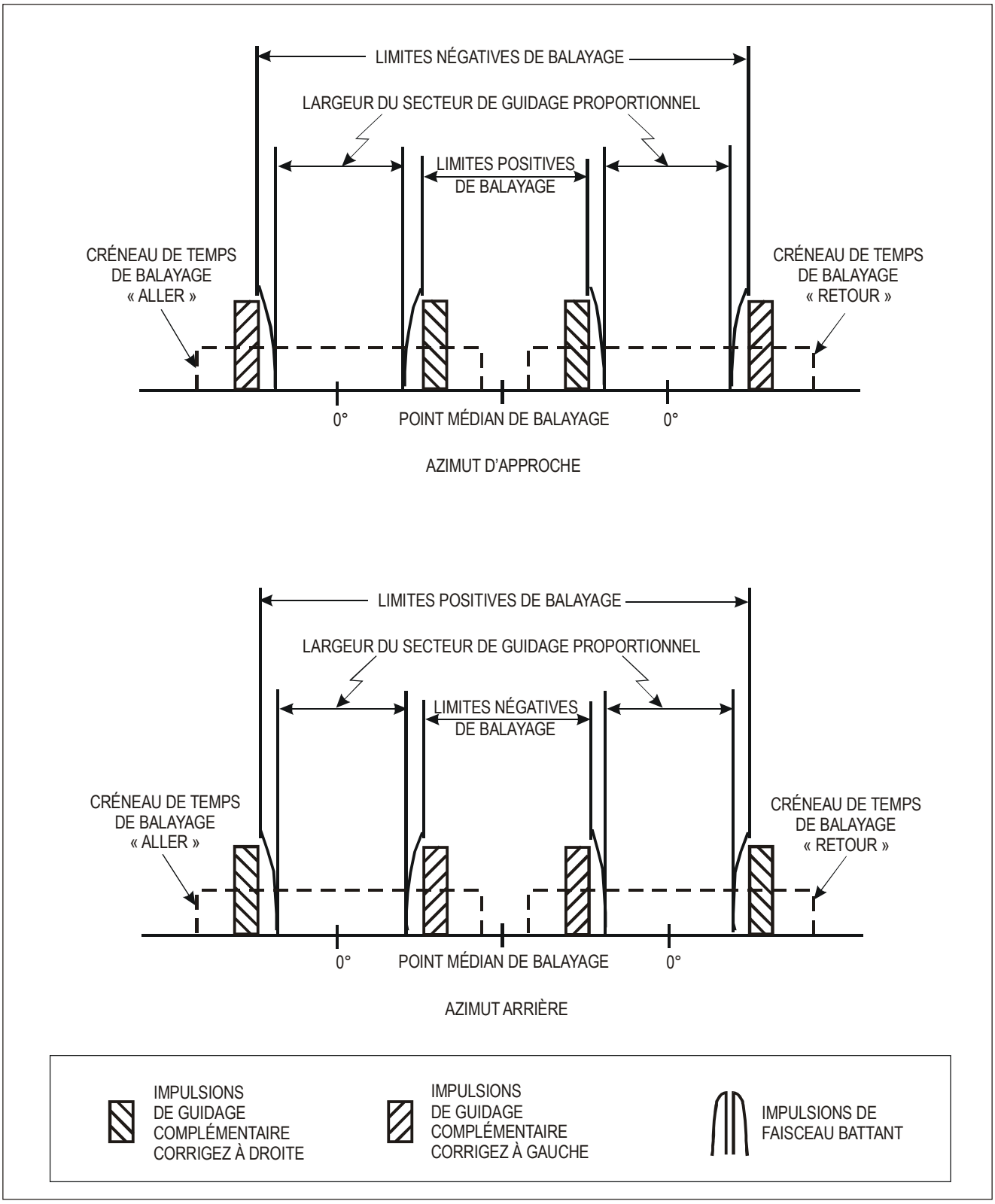


Figure G-7. Conventions applicables aux impulsions de guidage complémentaire dans le cas des fonctions d'azimut

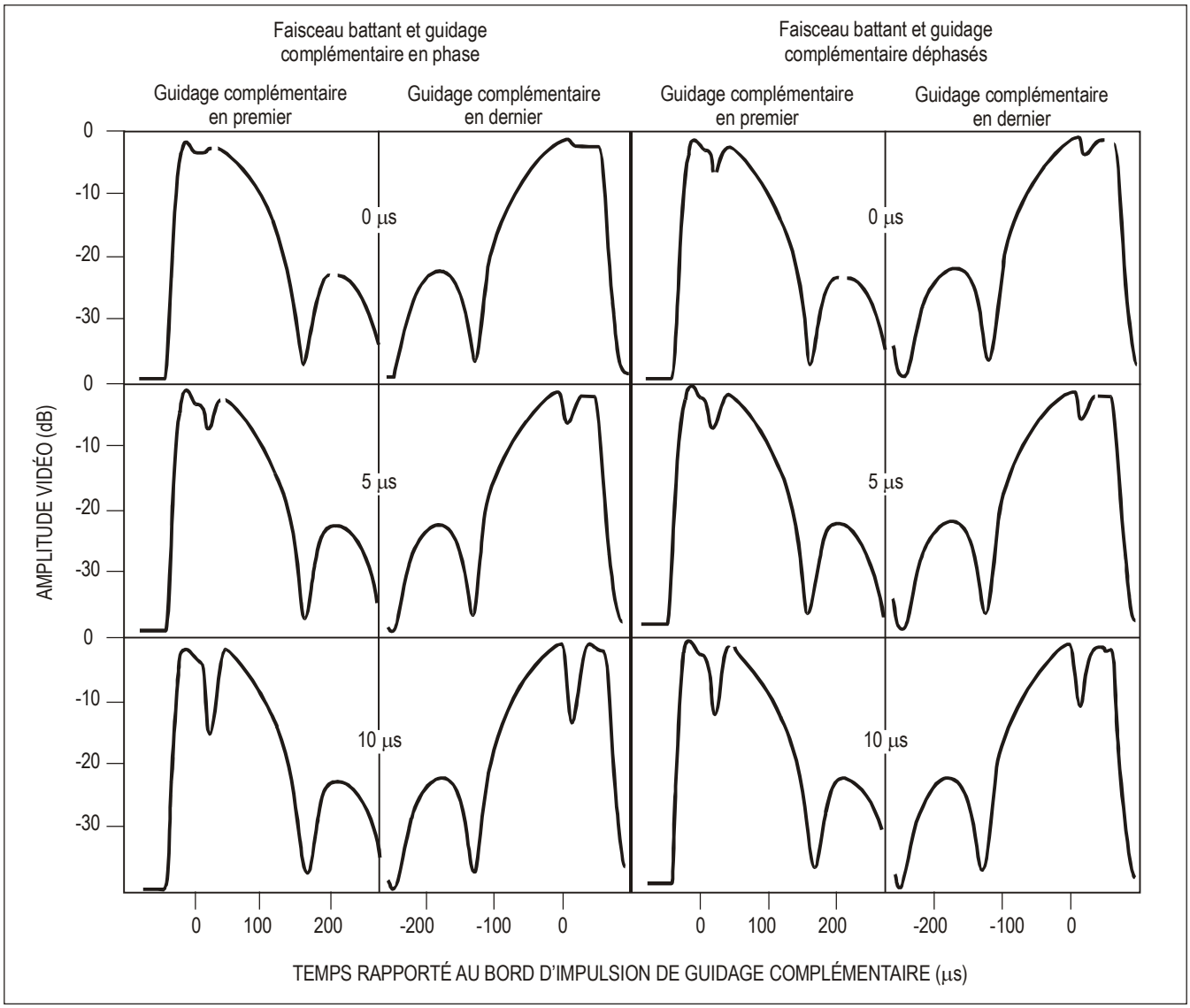


Figure G-8. Exemples de formes d'ondes vidéo reçues dans la zone de transition faisceau battant/guidage complémentaire (temps de commutation : 0 µs, 5 µs et 10 µs)

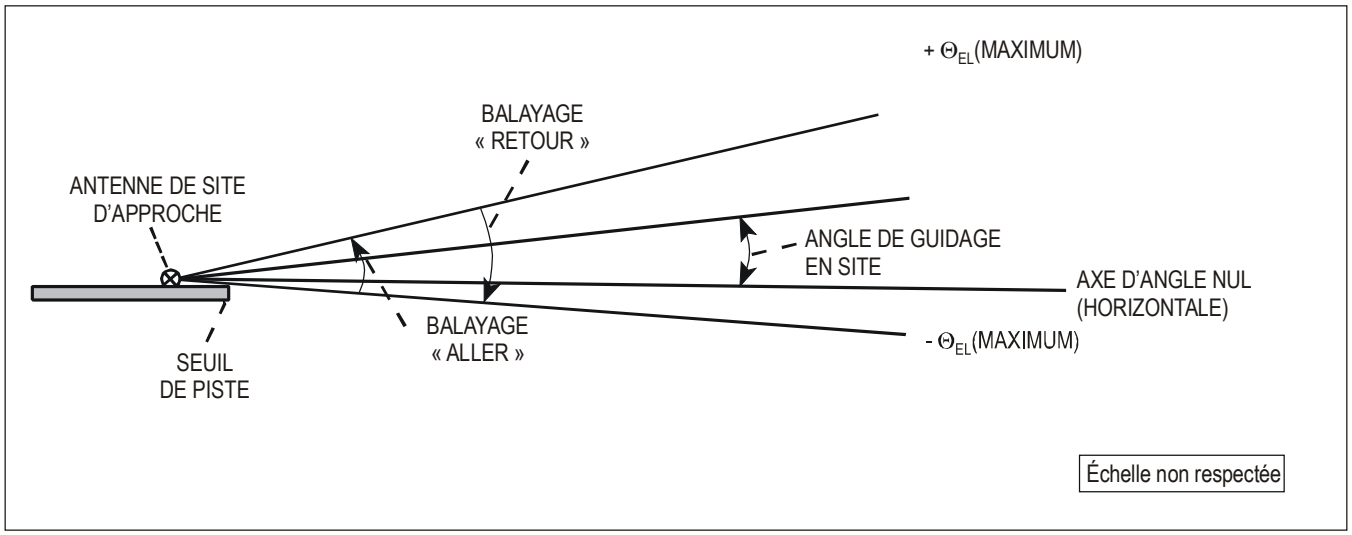
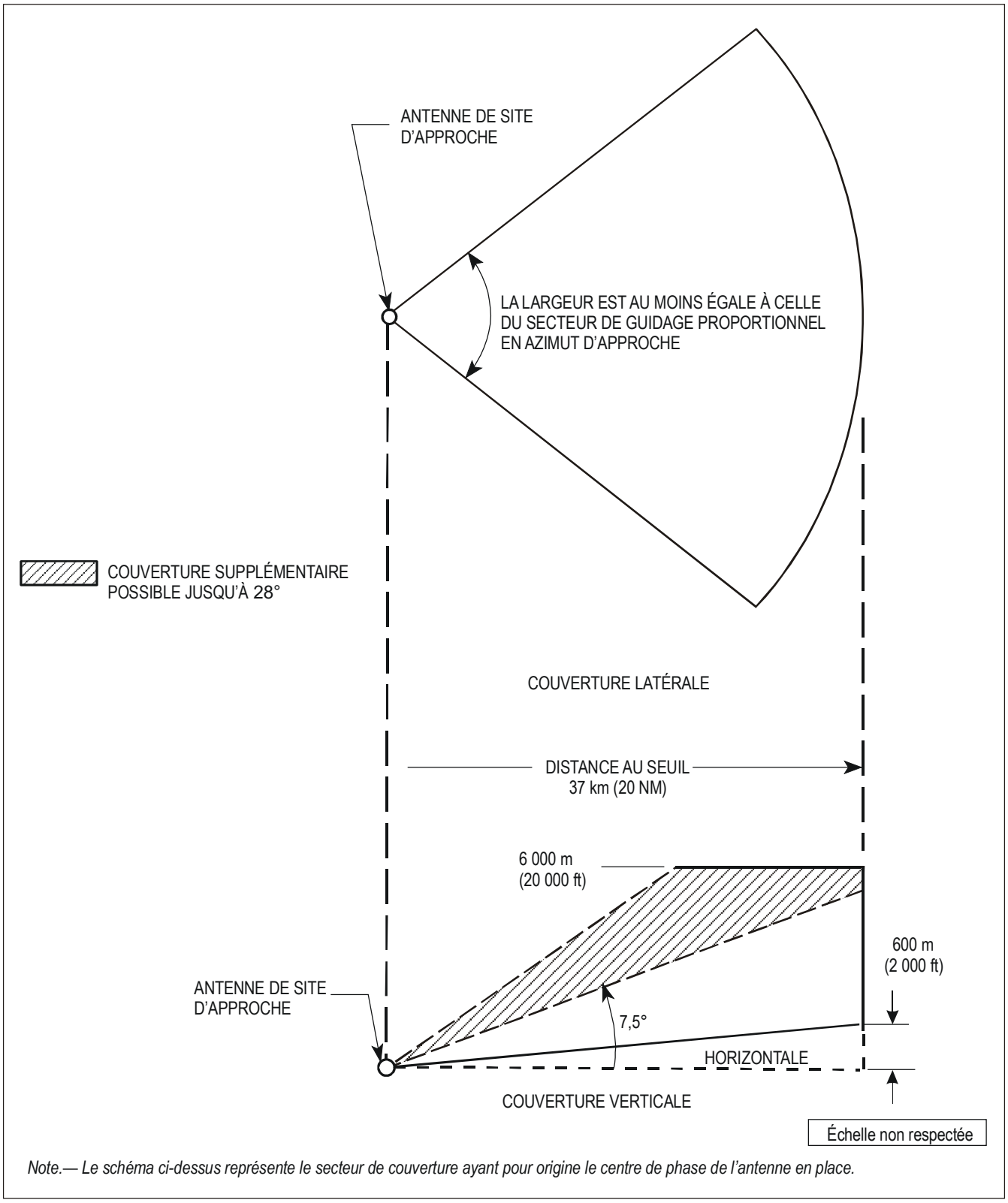
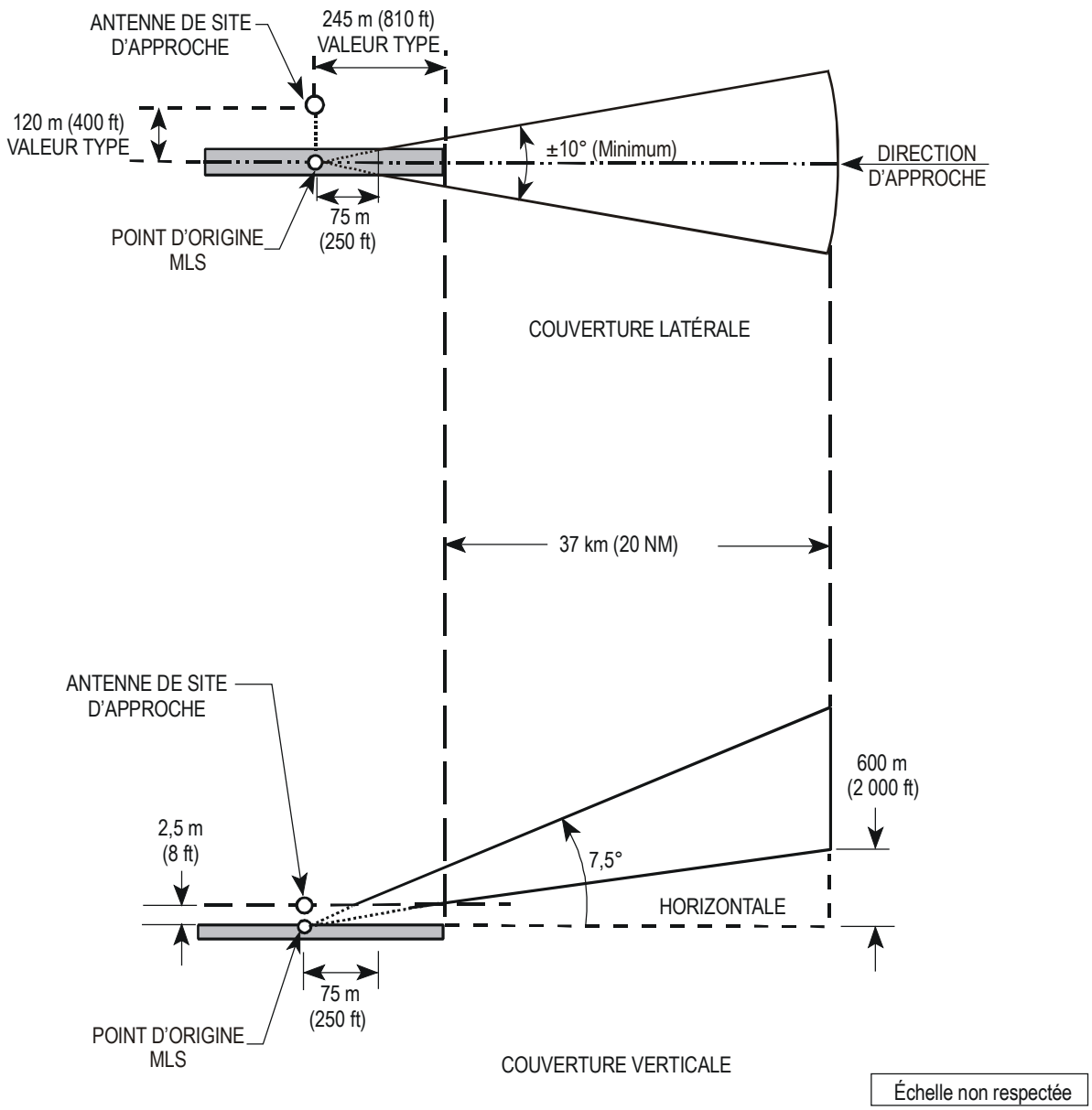


Figure G-9. Conventions de balayage pour la fonction de guidage en site d'approche



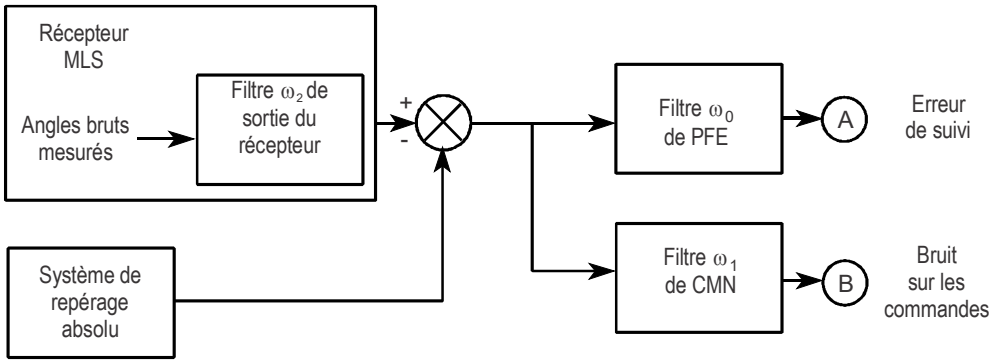
Note.— Le schéma ci-dessus représente le secteur de couverture ayant pour origine le centre de phase de l'antenne en place.

Figure G-10A. Couverture en site dans la zone d'approche



Note. — Le schéma ci-dessus représente le secteur de guidage proportionnel minimal nécessaire, quel que soit l'emplacement ou l'orientation de l'équipement.

Figure G-10B. Couverture opérationnelle minimale pour le site d'approche



Fonction de guidage	Pulsations de coupure (radians par seconde)		
	ω_0	ω_1	ω_2
Azimut d'approche	0,5	0,3	10
Site d'approche	1,5	0,5	10
Arrondi	1,5	0,5	10

Filtre de sortie du récepteur $\dfrac{\omega_2}{S + \omega_2}$

Filtre de suivi $\dfrac{\omega_n^2}{S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2}$ $\zeta = 1$, $\omega_0 = 0{,}64\ \omega_n$

Filtre de CMN $\dfrac{S}{S + \omega_1}$ $S = j\omega$

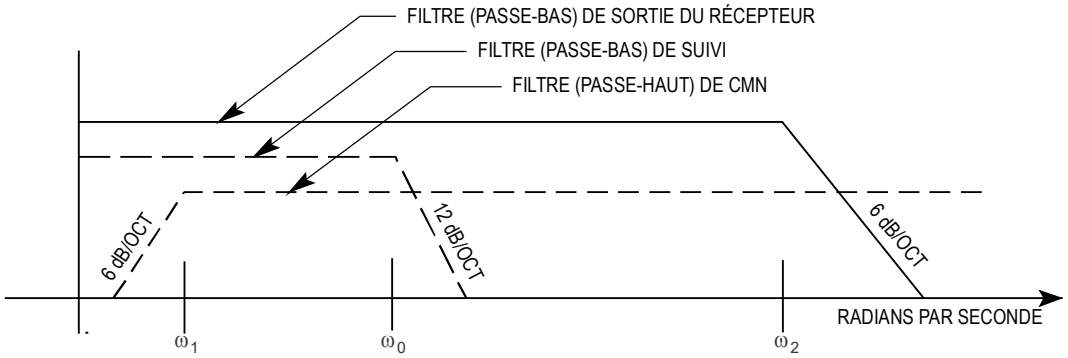
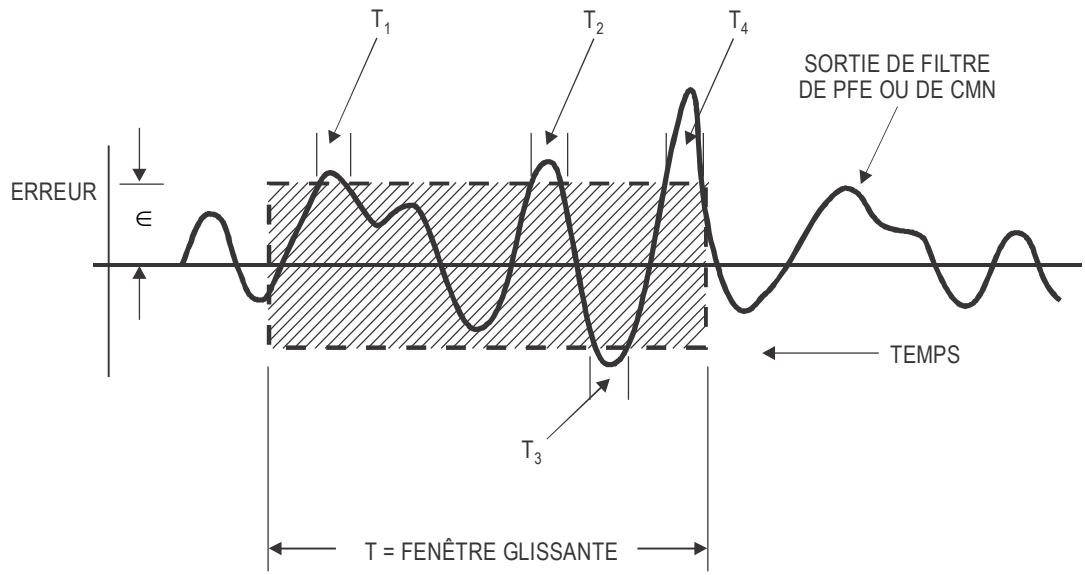


Figure G-11. Configurations de filtres et pulsations de coupure



NOTES.—

∈ = Spécification d'erreur

T = Zone à évaluer

T_1 T_2 T_3 ··· = Intervalles durant lesquels l'erreur excède les valeurs spécifiées.
Pour que l'équipement sol soit acceptable dans cette zone,
l'inégalité ci-après doit être vérifiée :

$$\frac{(T_1 + T_2 + T_3 + \cdots)}{T} \leq 0{,}05$$

Figure G-12. Méthode de mesure MLS

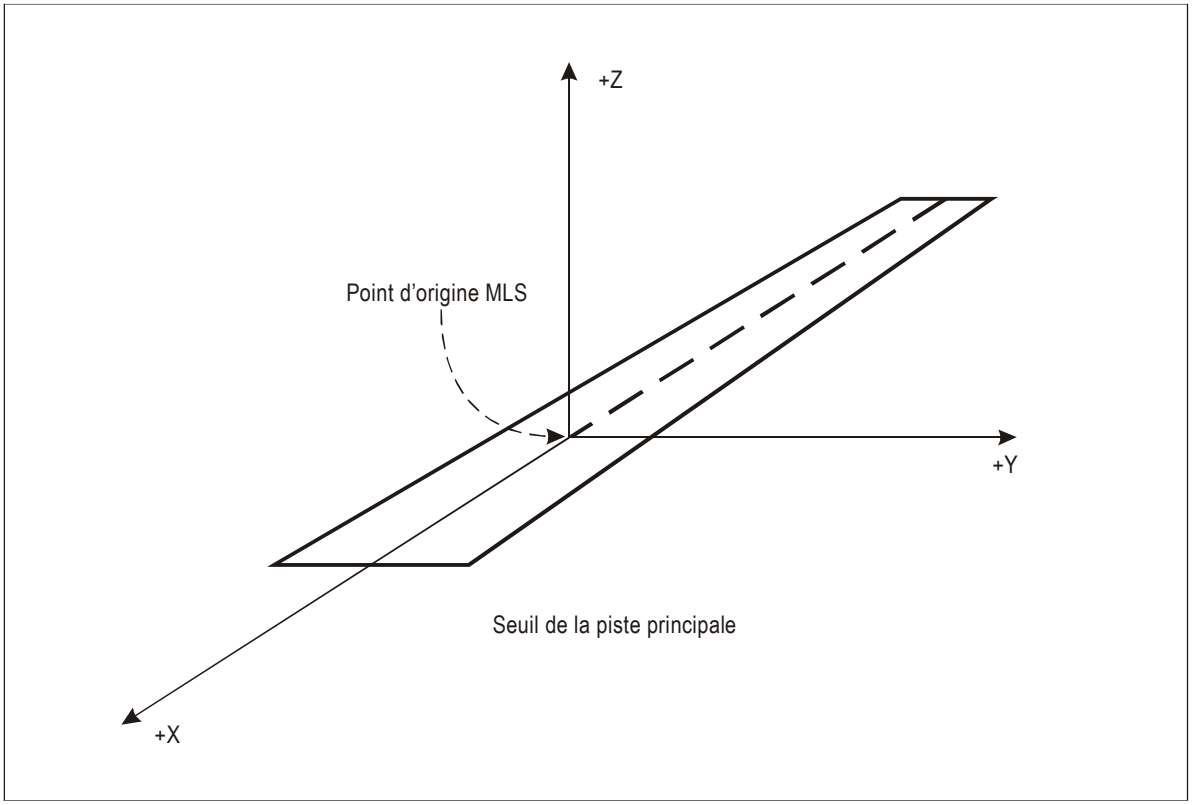


Figure G-13. Système de coordonnées des points de cheminement MLS/RNAV

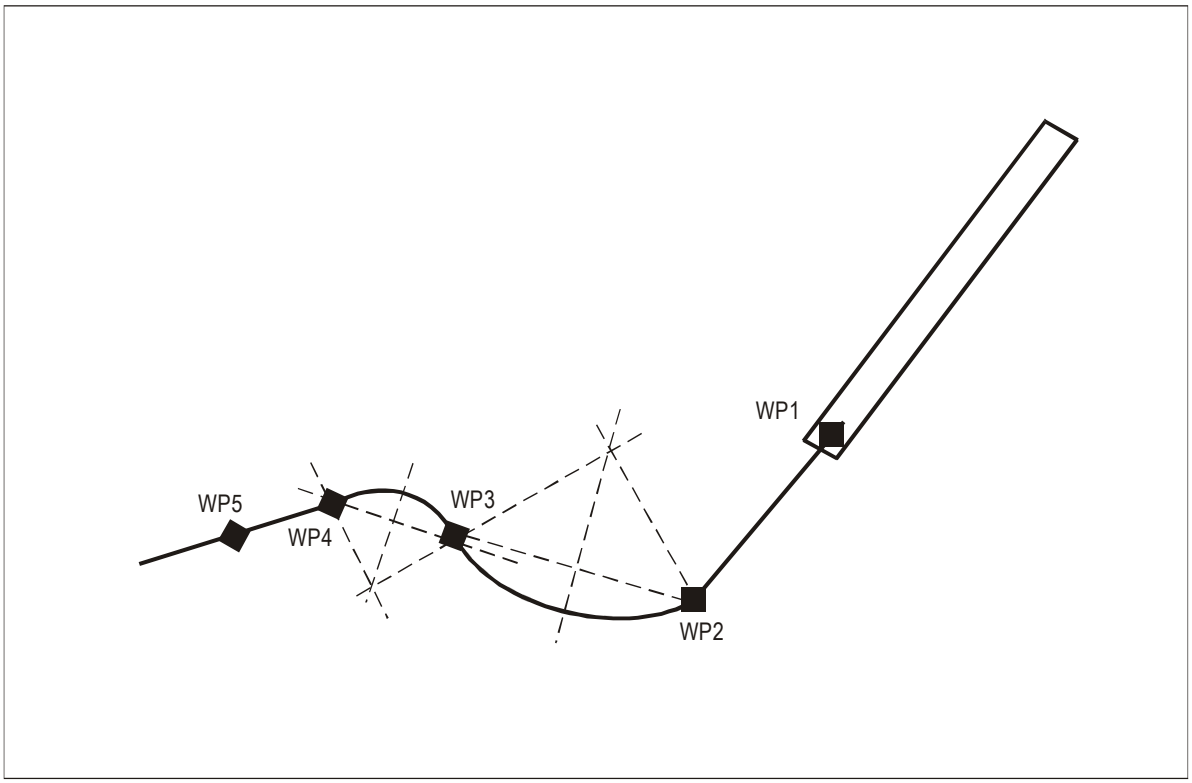


Figure G-14. Définition des segments courbes

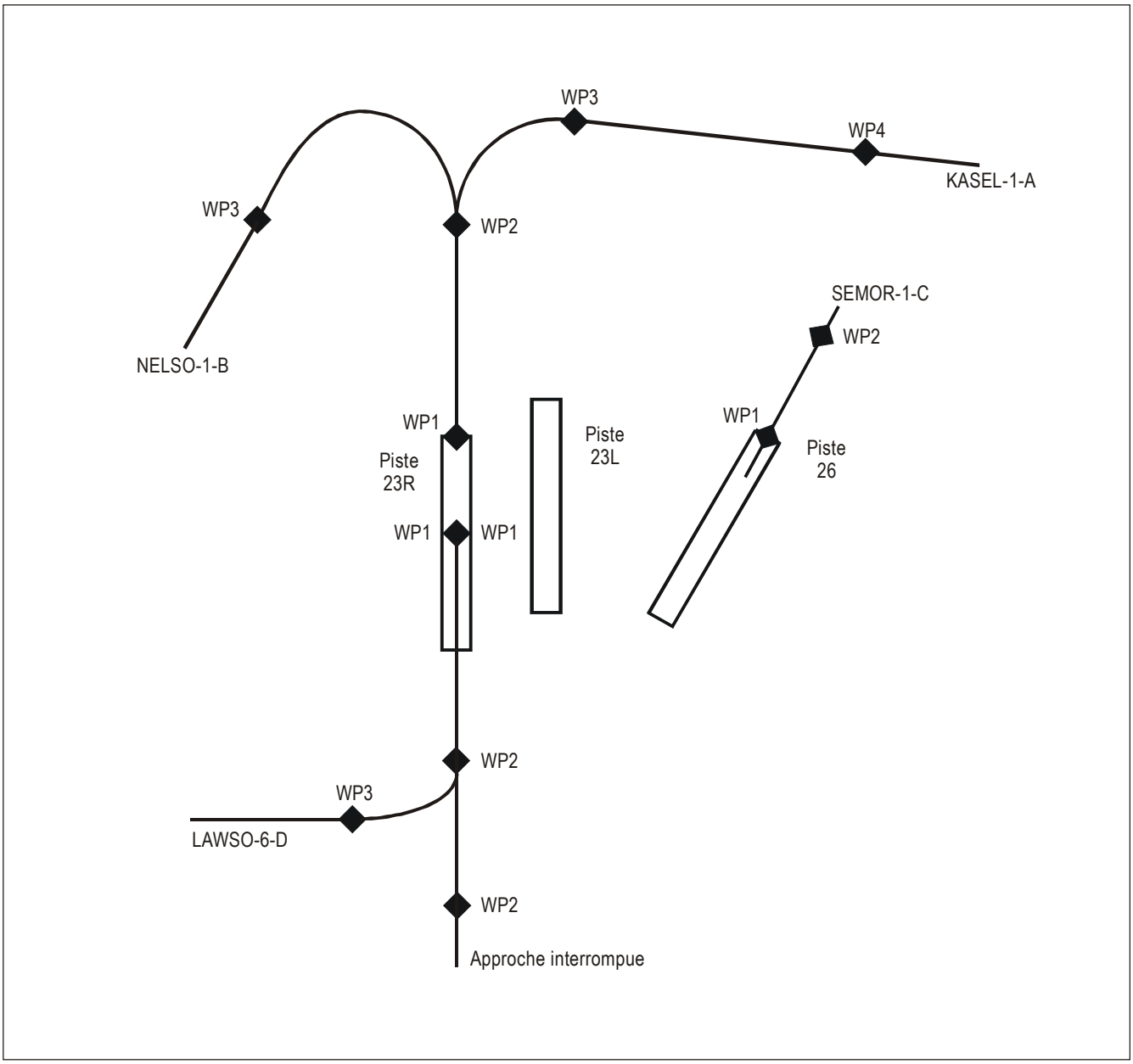
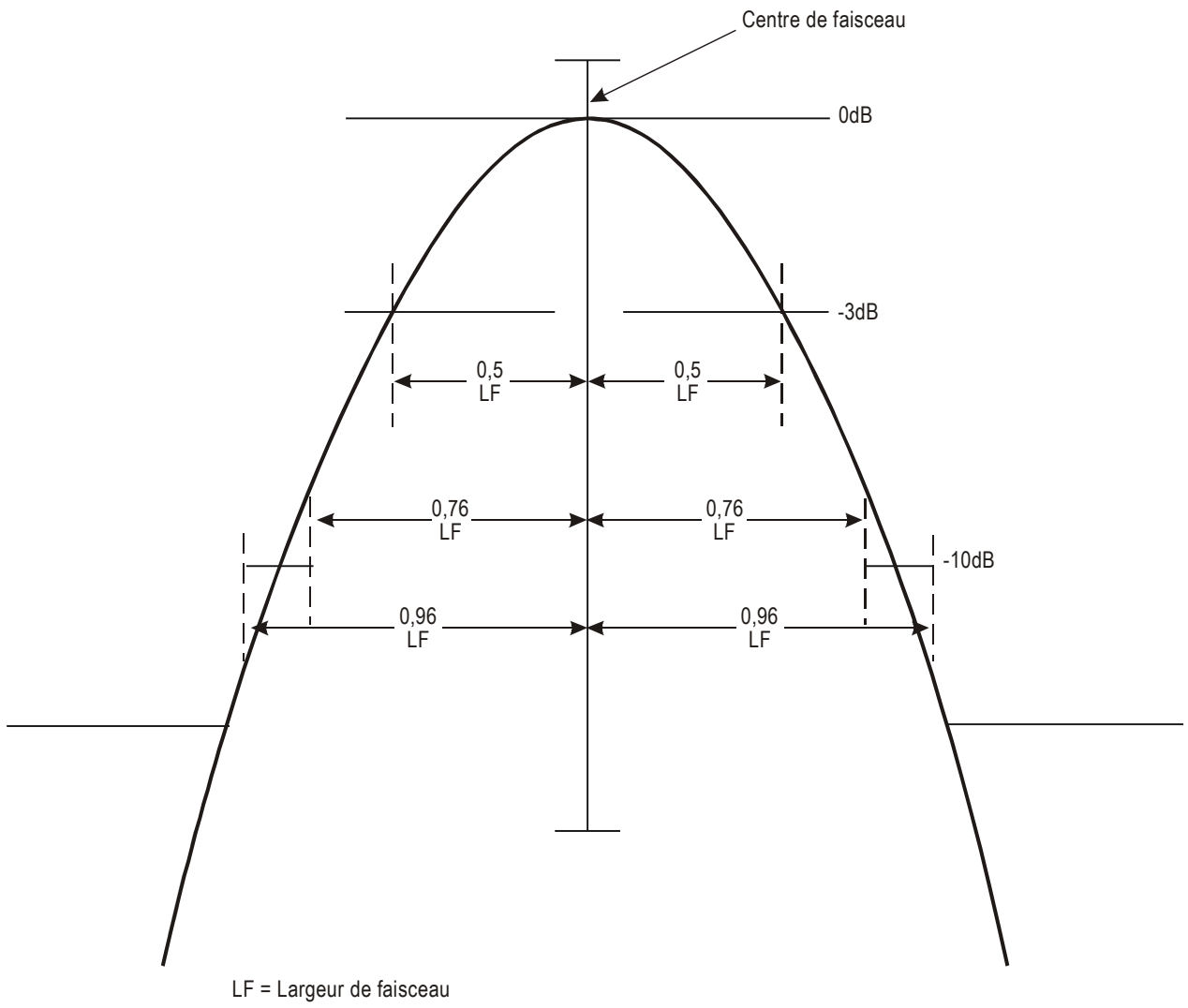


Figure G-15. Diagramme d'exemples de procédures MLS/RNAV



Note.— L'enveloppe du faisceau est lissée par un filtre vidéo 26 kHz avant la mesure.

Figure G-16. Signal électromagnétique dynamique en champ lointain

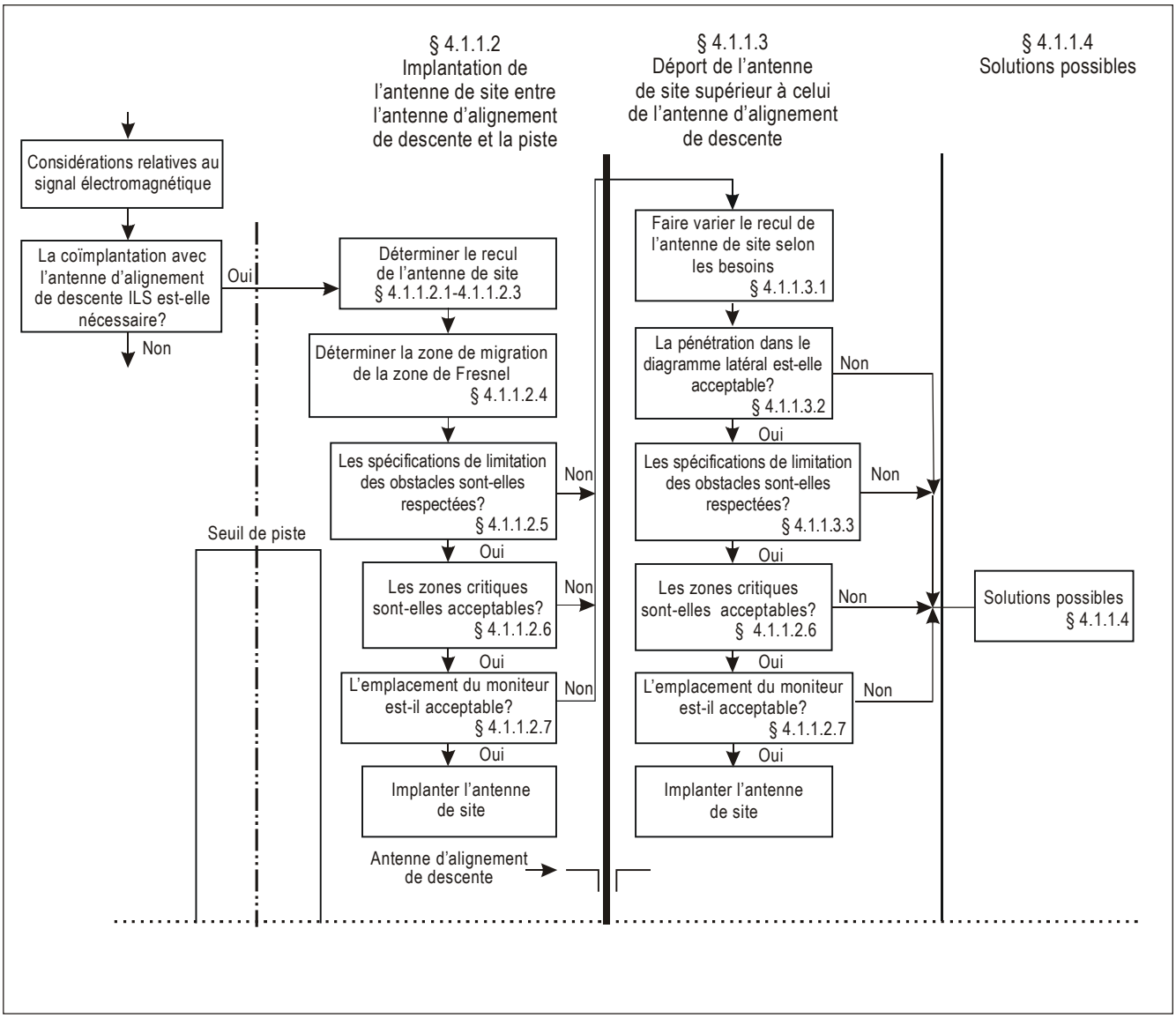
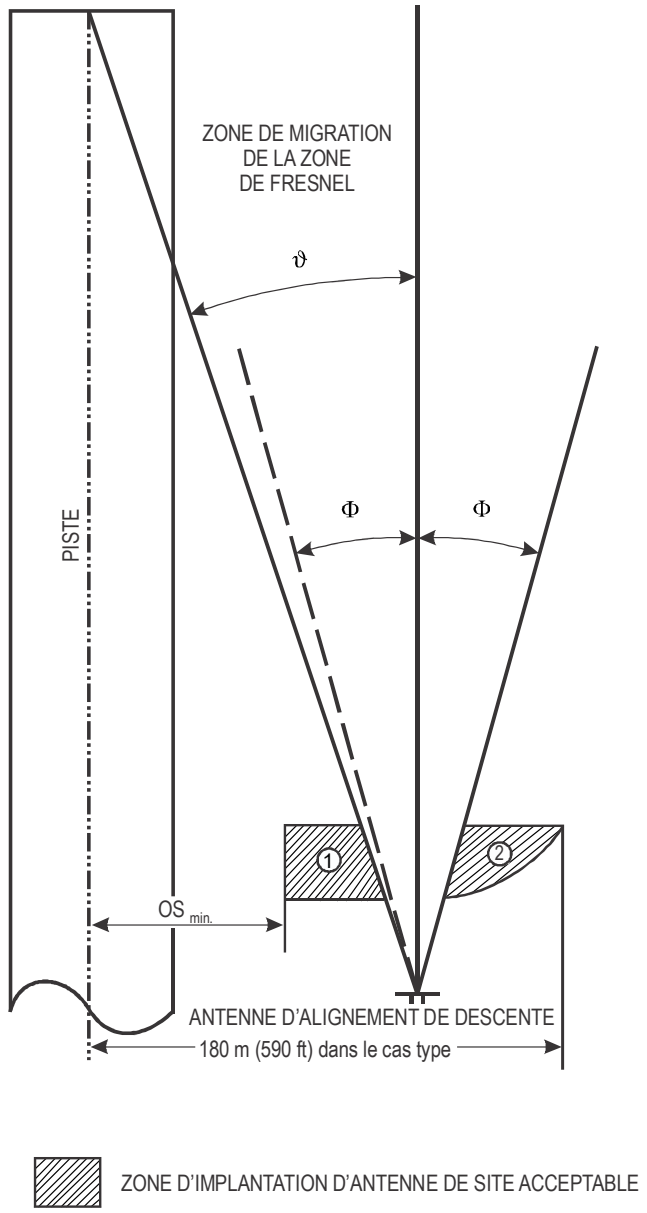


Figure G-17. Ordinogramme antenne de site/antenne d'alignement de descente



Note.— Si | ϑ | < | Φ | le facteur de pénétration dans le diagramme latéral l'emportera sur le facteur de la zone de Fresnel pour la zone 1.

Figure G-18. Zones d'antenne de site pour la co-implantation avec l'ILS (alignement de descente minimal 3°)

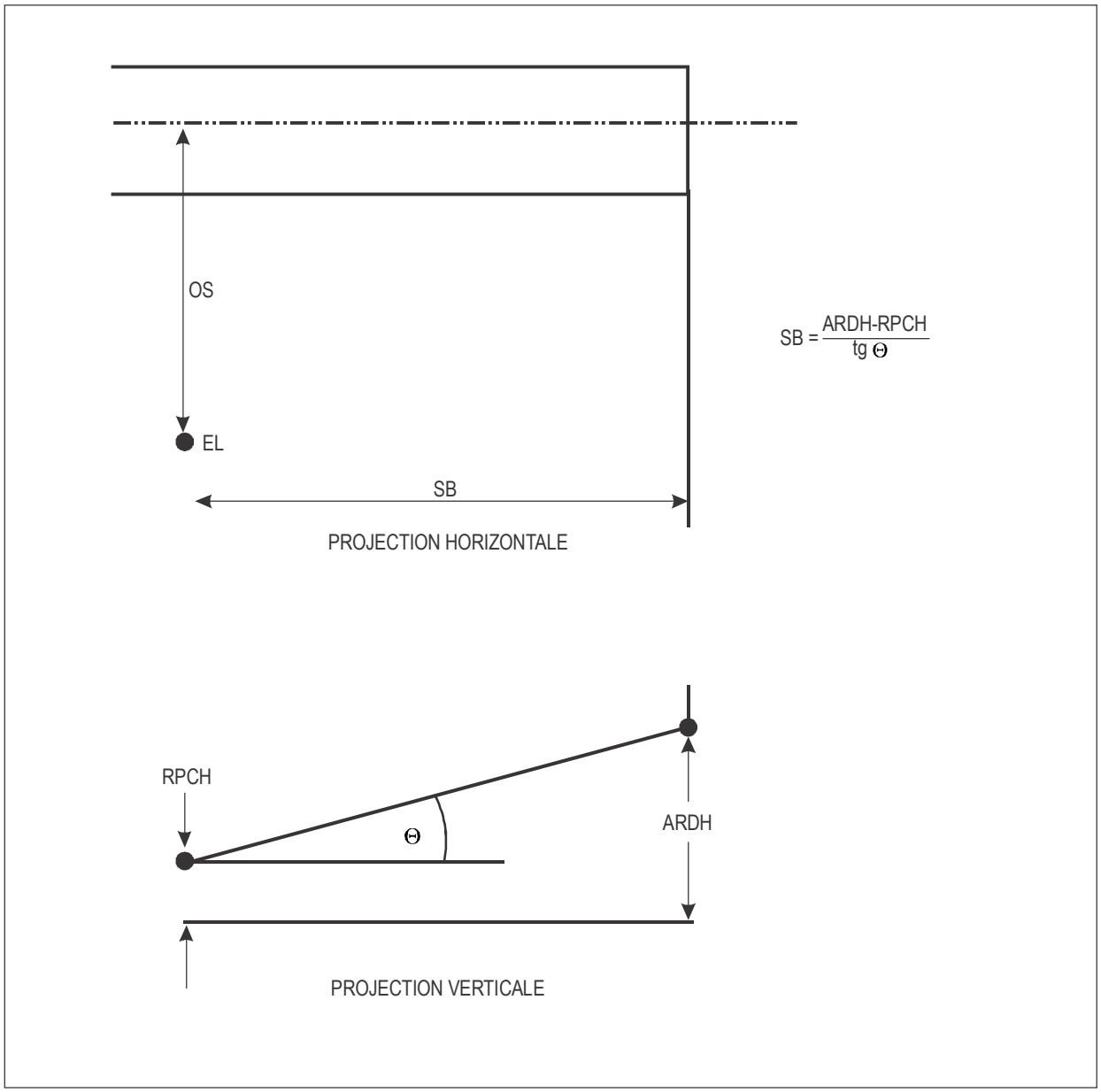


Figure G-19. Paramètres d'implantation de l'antenne de site

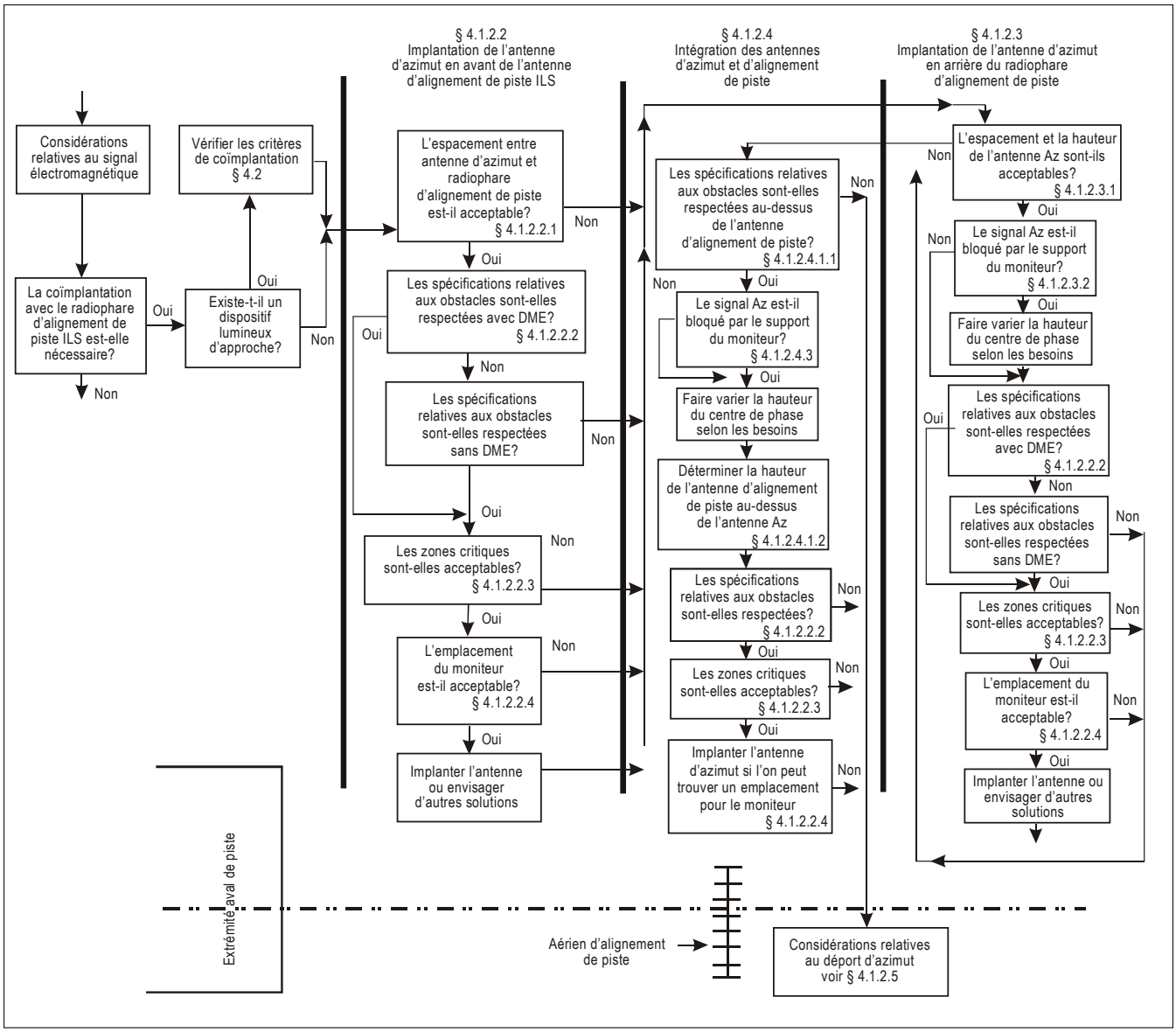


Figure G-20. Ordinogramme antenne d'azimut/radiophare d'alignement de piste

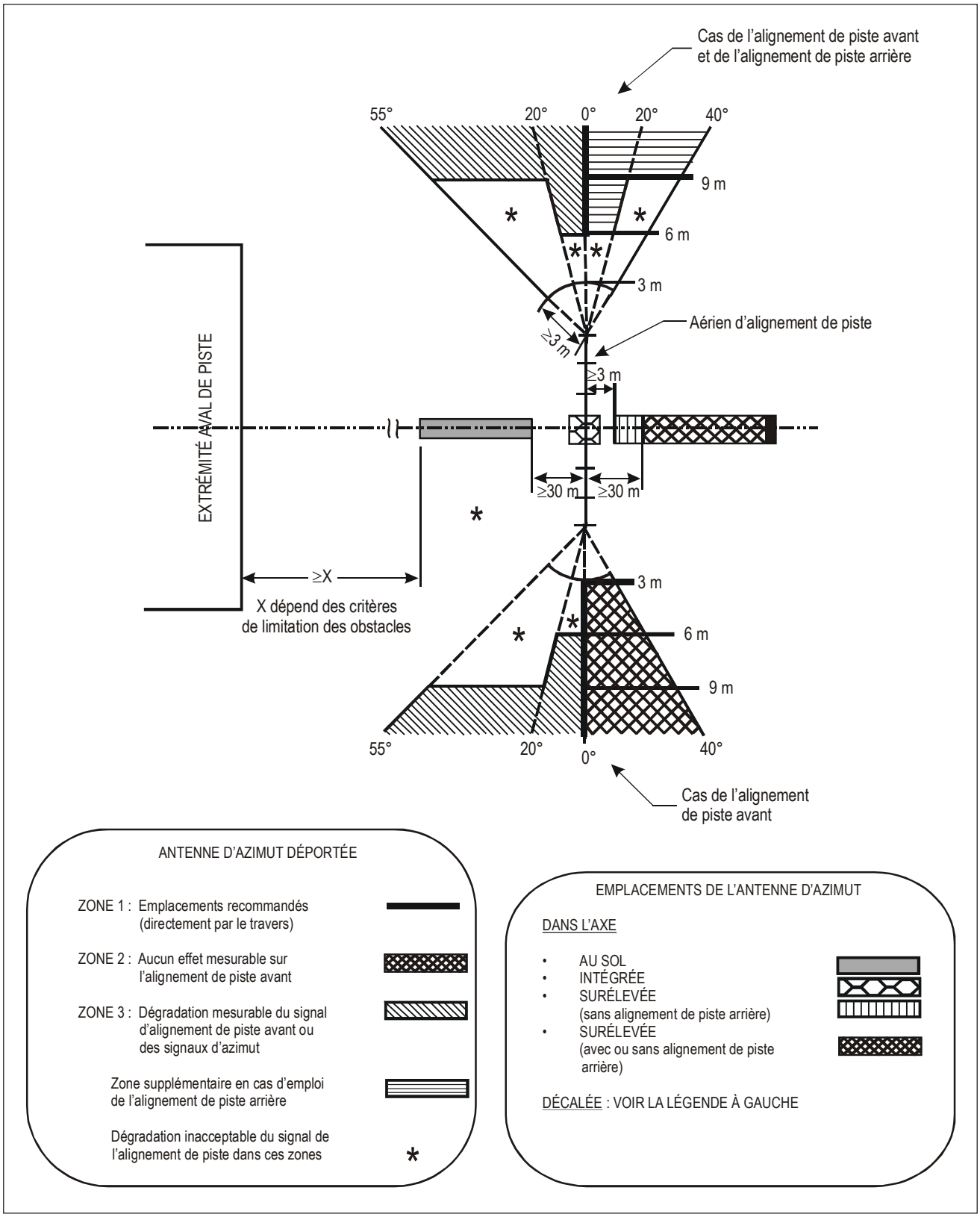


Figure G-21. Zones de co-implantation d'antenne d'azimut

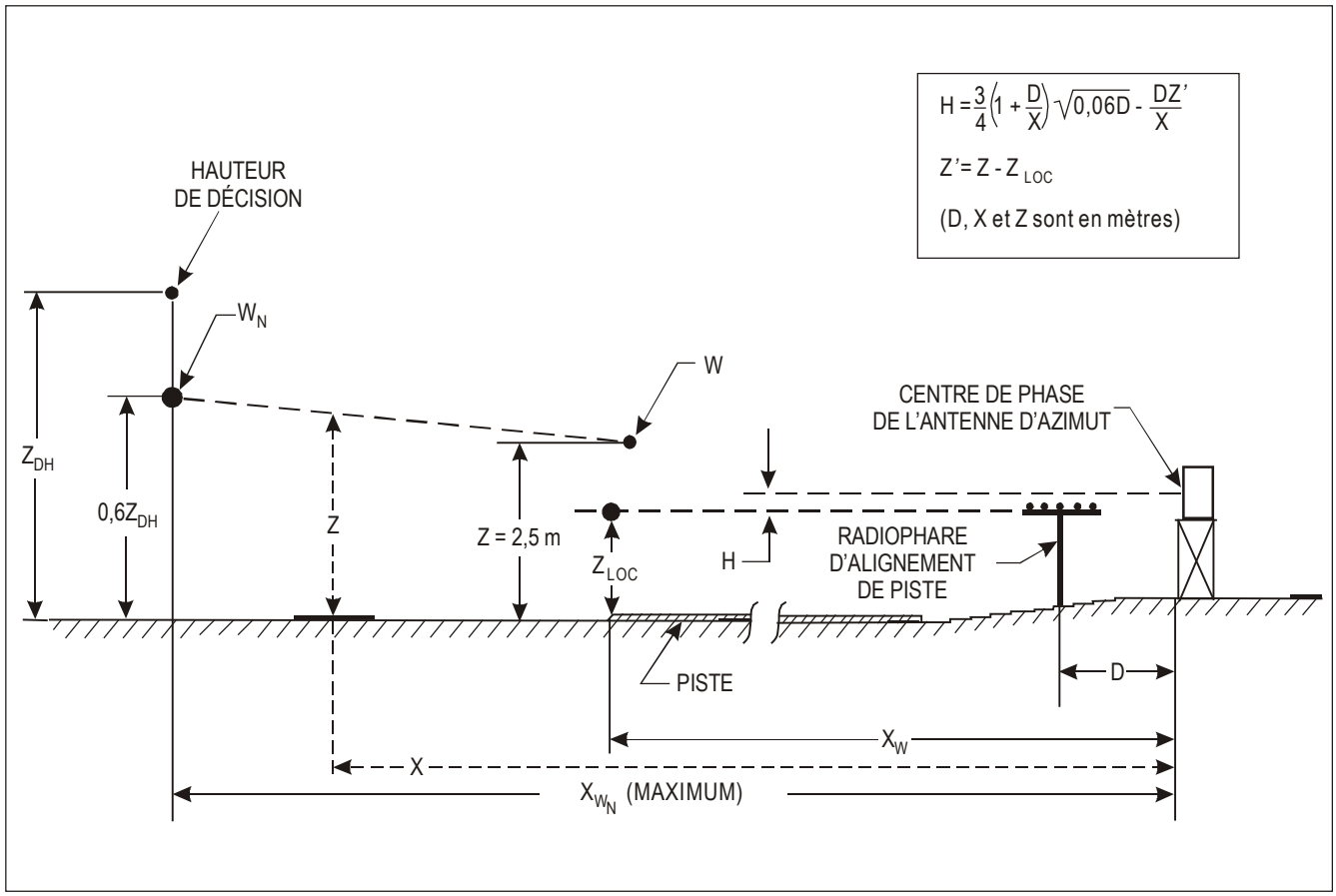
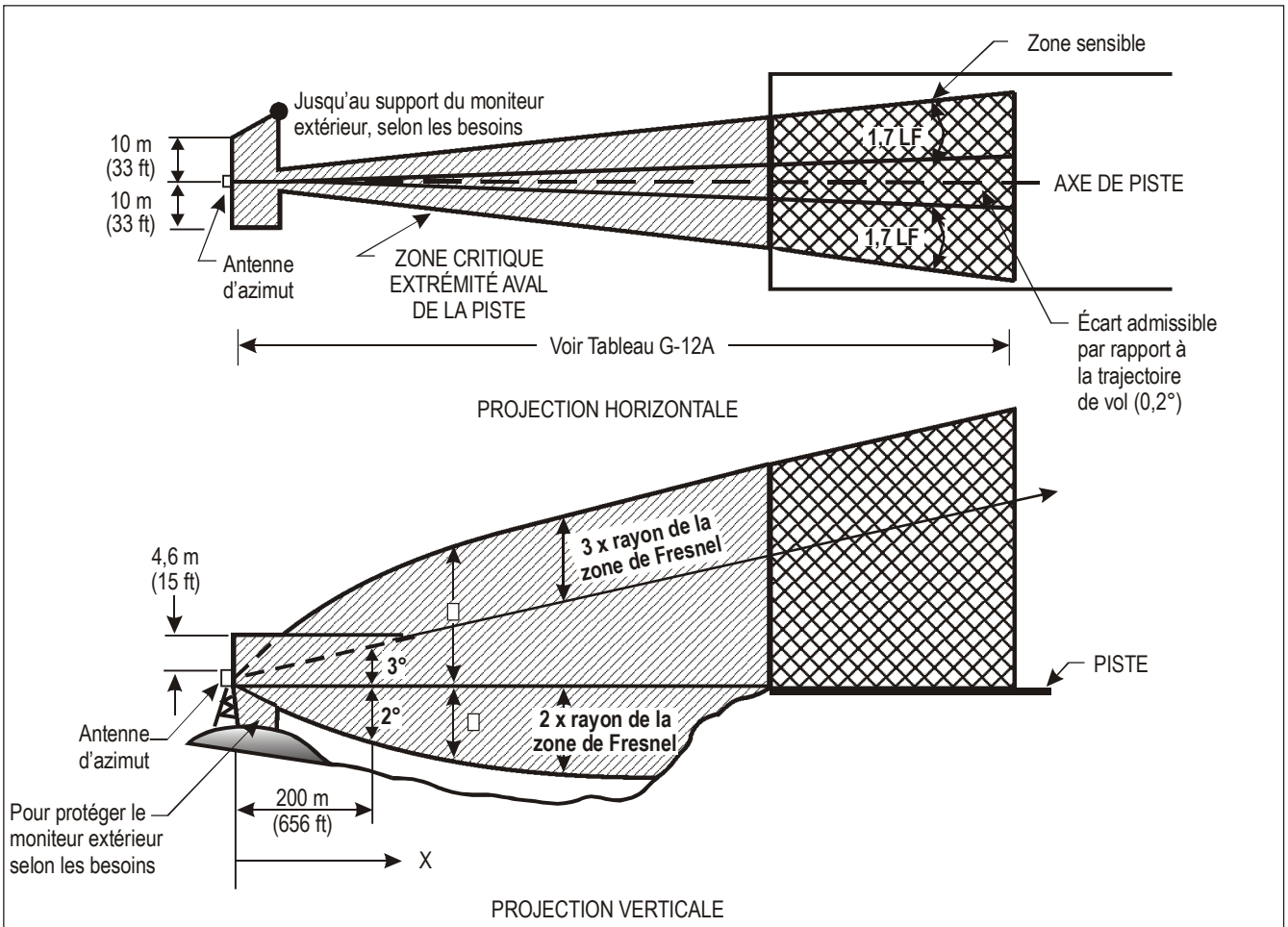


Figure G-22. Hauteur nécessaire du centre de phase de l'antenne d'azimut en cas d'implantation de cette antenne en arrière d'un radiophare d'alignement de piste ILS



VALEURS DE α et β

* X m (ft)	** α m (ft)	** β m (ft)
30 (100)	1,1 (3,5)	5,7 (18,6)
75 (250)	2,7 (8,7)	10,5 (34,3)
150 (500)	5,3 (17,5)	17,1 (56,2)
225 (750)	7,5 (24,5)	23,2 (76,0)
300 (1 000)	8,6 (28,3)	28,9 (94,8)

Où :

$\alpha = 0{,}035\ X \qquad X < 200$ m

$\alpha = 2\sqrt{0{,}06\ X} \qquad X > 200$ m

$\beta = X \operatorname{tg} 3° + 3\sqrt{0{,}06\ X}$

* ÉLÉMENT MESURÉ HORIZONTALEMENT À PARTIR DE L'ANTENNE D'AZIMUT

** ÉLÉMENT MESURÉ VERTICALEMENT À PARTIR DE LA LIMITE INFÉRIEURE D'OUVERTURE DE L'ANTENNE D'AZIMUT

LF = LARGEUR DE FAISCEAU

Figure G-23A. Zones critique et sensible d'azimut types

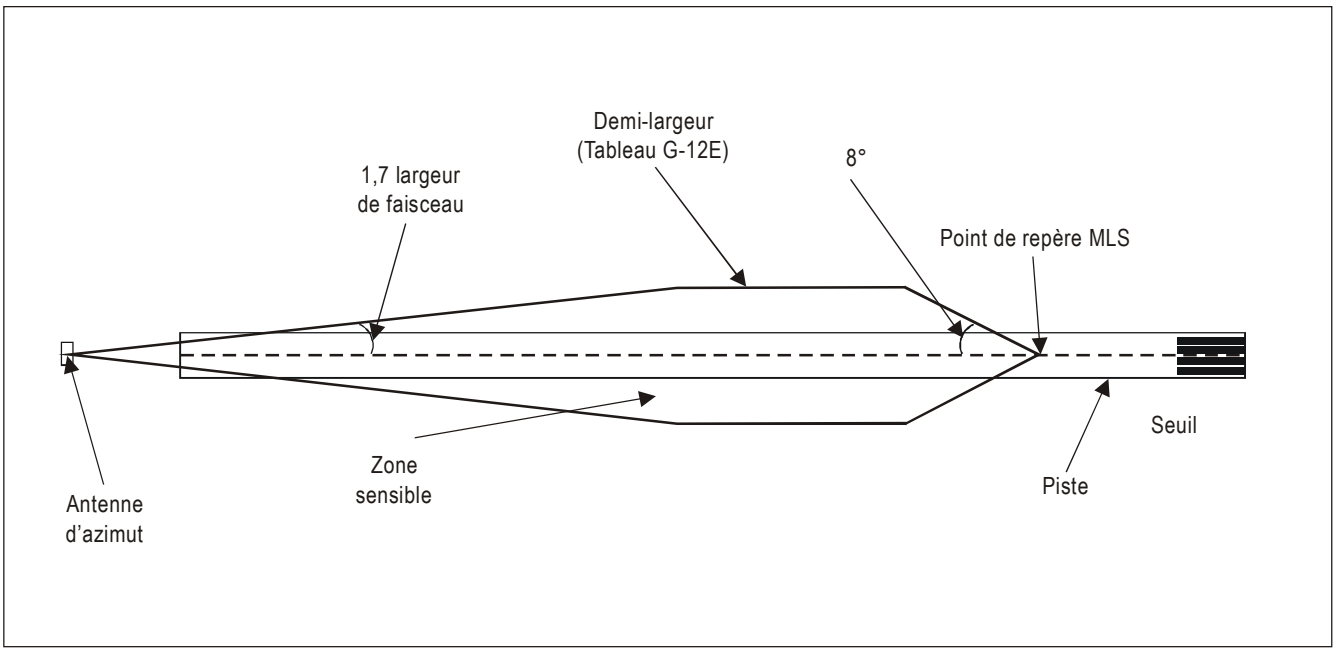
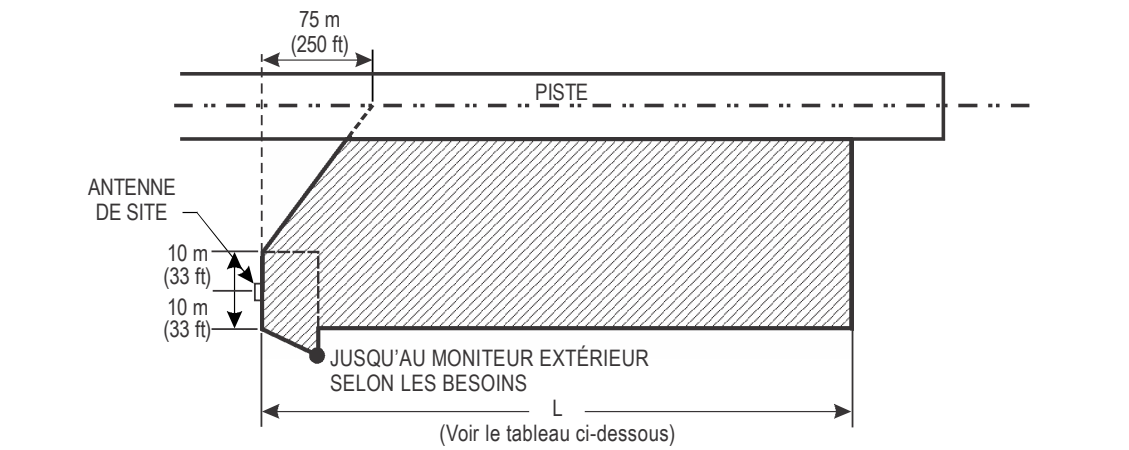
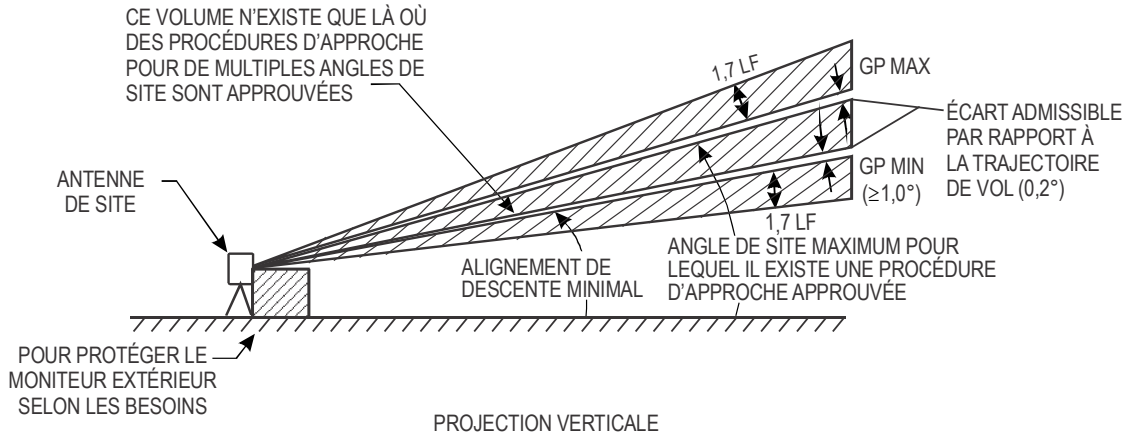


Figure G-23B. Zone sensible d'azimut type pour protéger le guidage de la course au sol



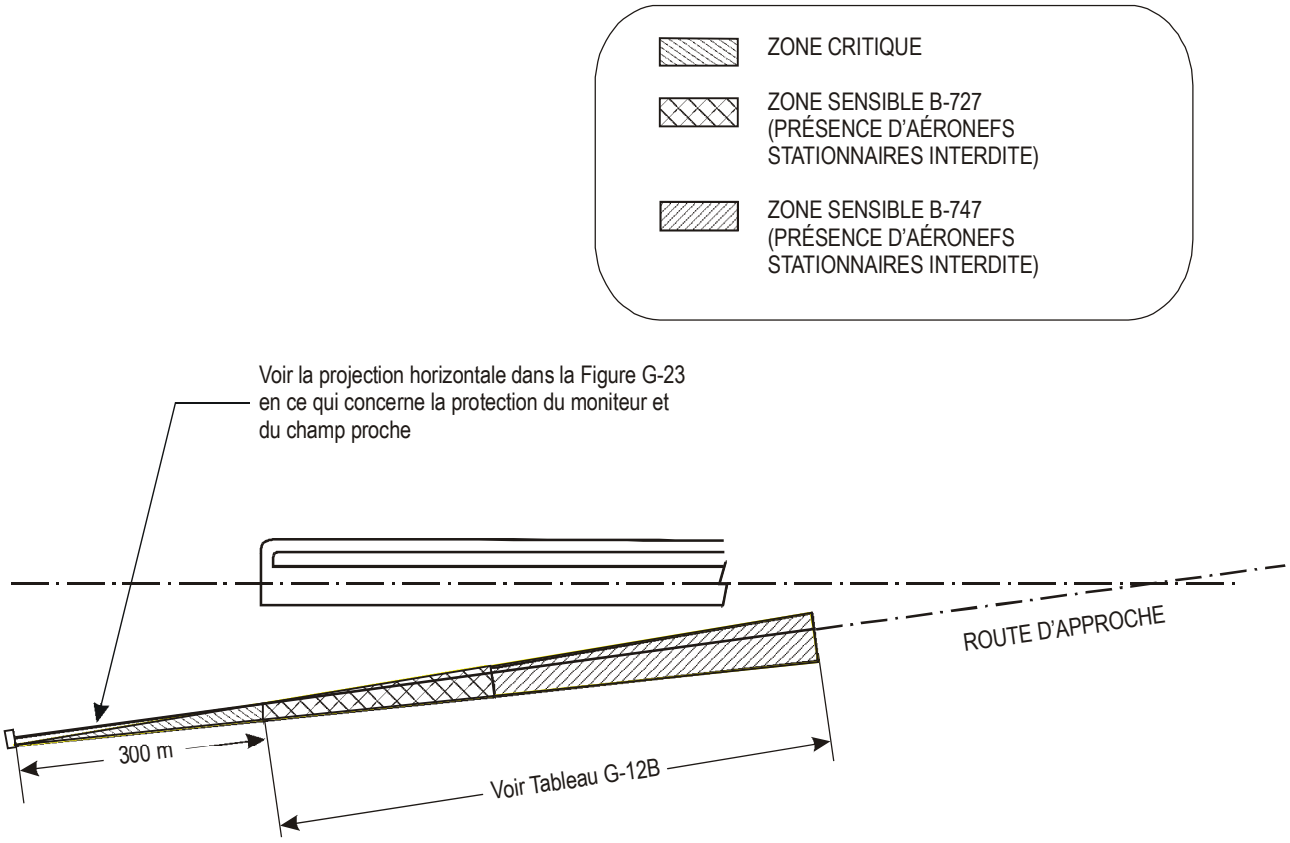
LARGEUR DE FAISCEAU	EMPLACEMENT PROPRE		EMPLACEMENT COMPLEXE	
	B-747	B-727	B-747	B-727
1,0°	320 m (1 050 ft)	170 m (560 ft)	385 m (1 260 ft)	180 m (600 ft)
1,5°	400 m (1 310 ft)	250 m (820 ft)	565 m (1 860 ft)	300 m (990 ft)

PROJECTION HORIZONTALE



PROJECTION VERTICALE

Figure G-24. Zones/volumes critiques et sensibles de site types



Note.— La projection verticale se trouve dans la Figure G-23.

Figure G-25. Zones critique et sensible d'azimut types pour une installation d'azimut déportée

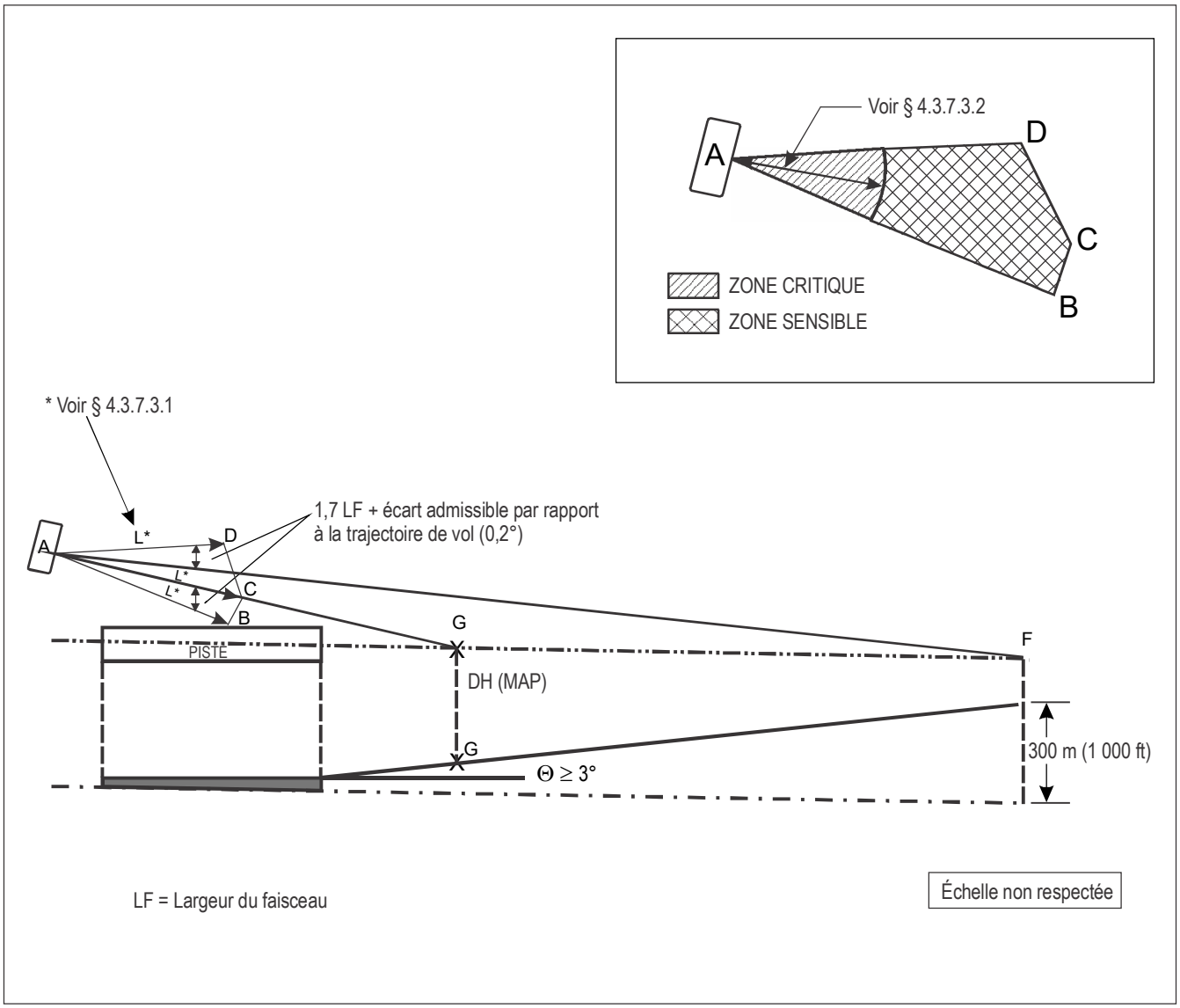


Figure G-26. Zones/volumes critiques et sensibles d'azimut types pour les approches axiales calculées

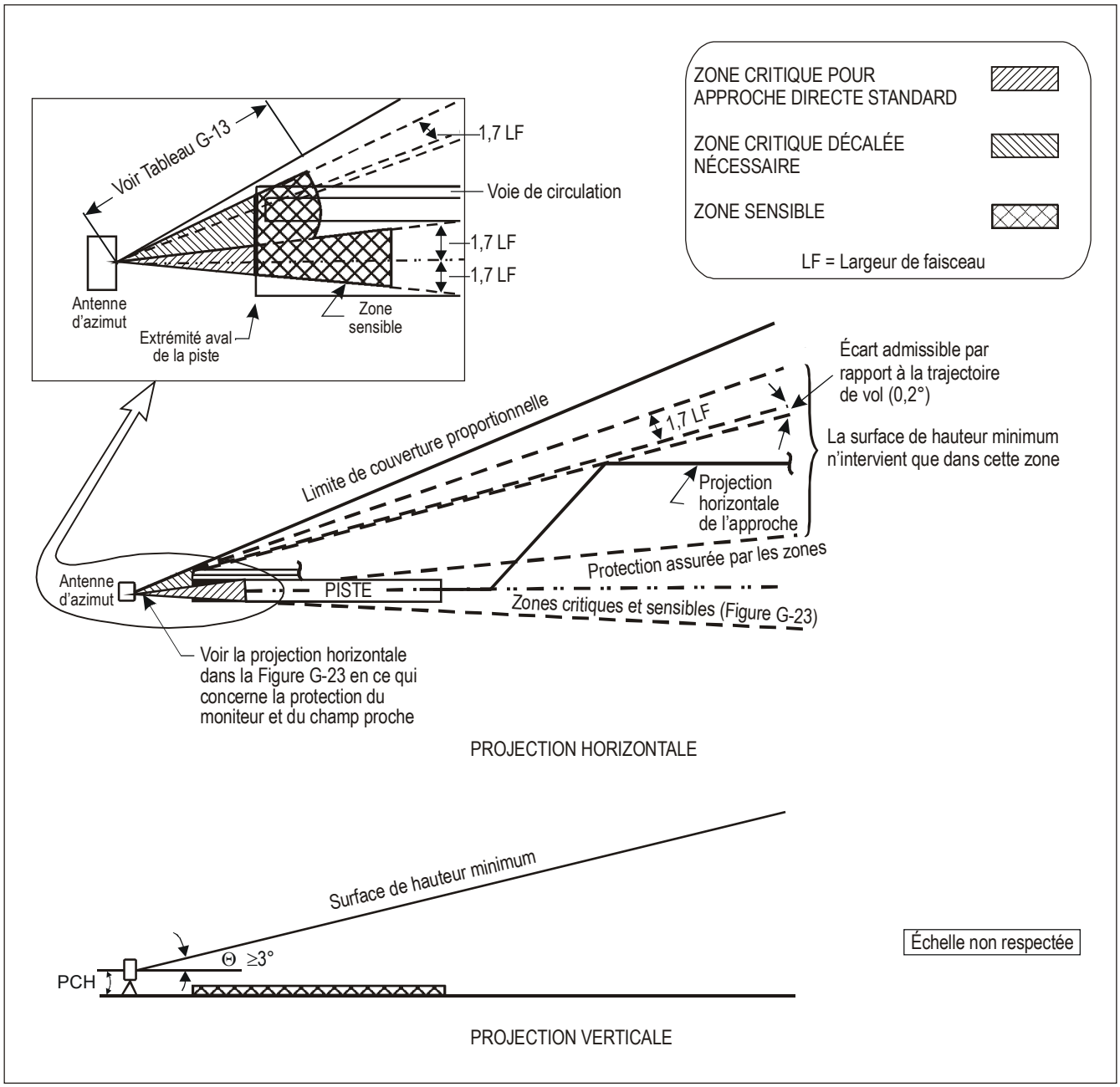


Figure G-27. Extension type des zones critique et sensible d'azimut pour les approches courbes

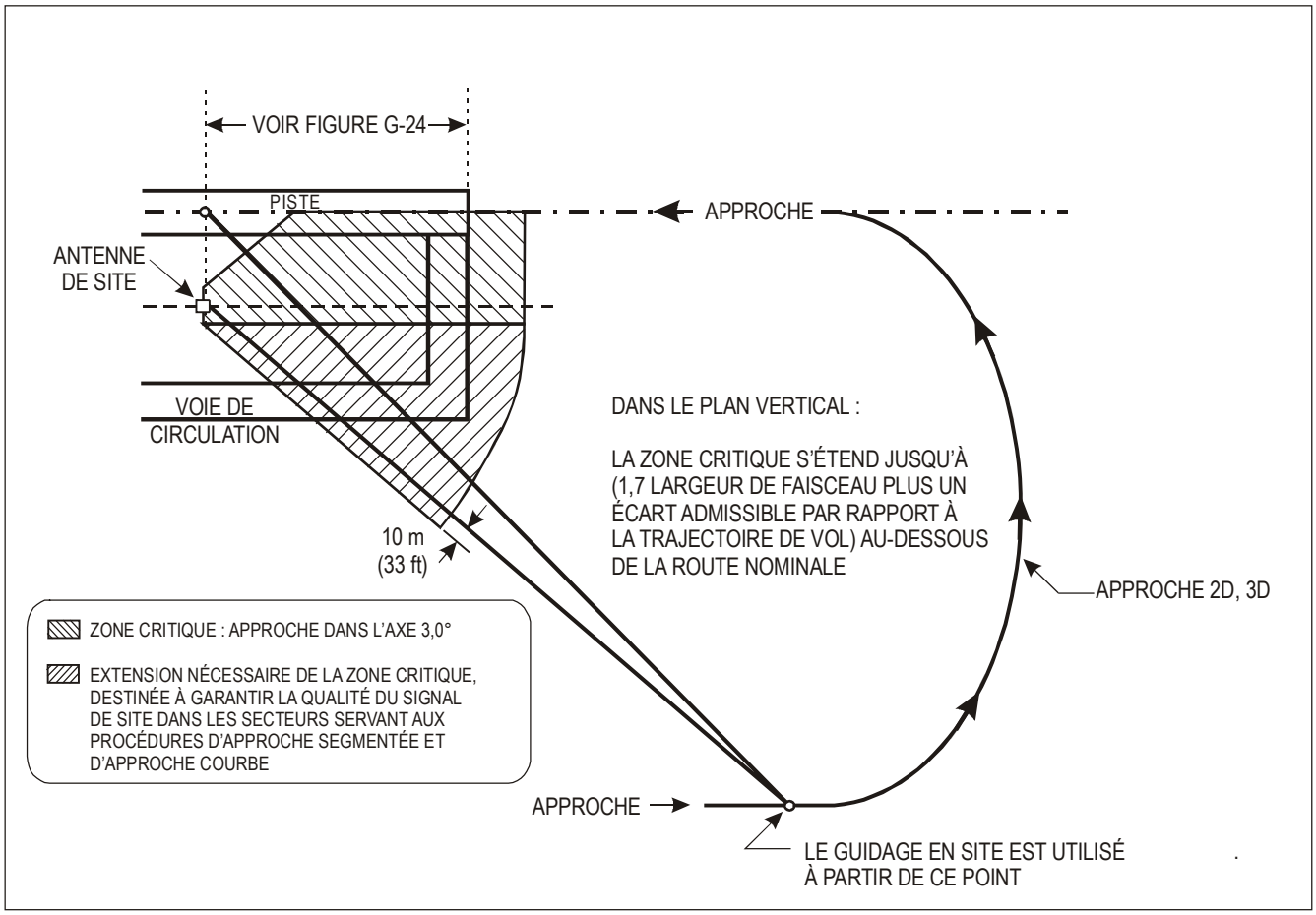


Figure G-28. Extension type de la zone critique de site pour les approches courbes

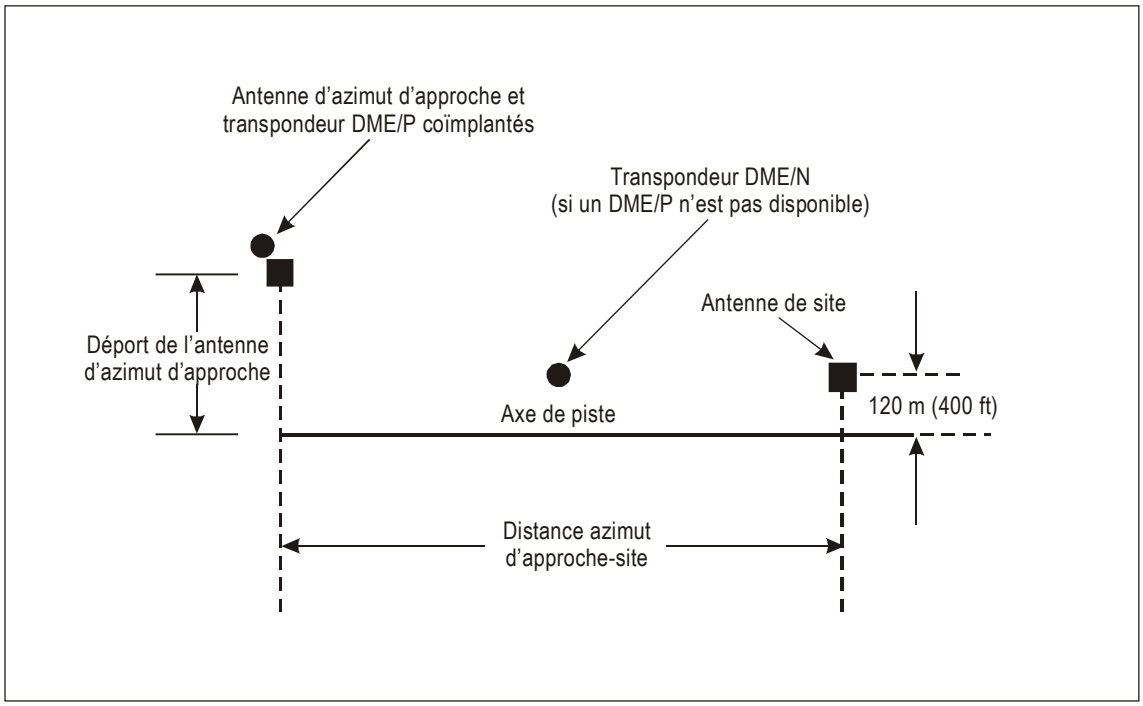


Figure G-29. Géométrie de l'équipement sol pour les approches axiales calculées

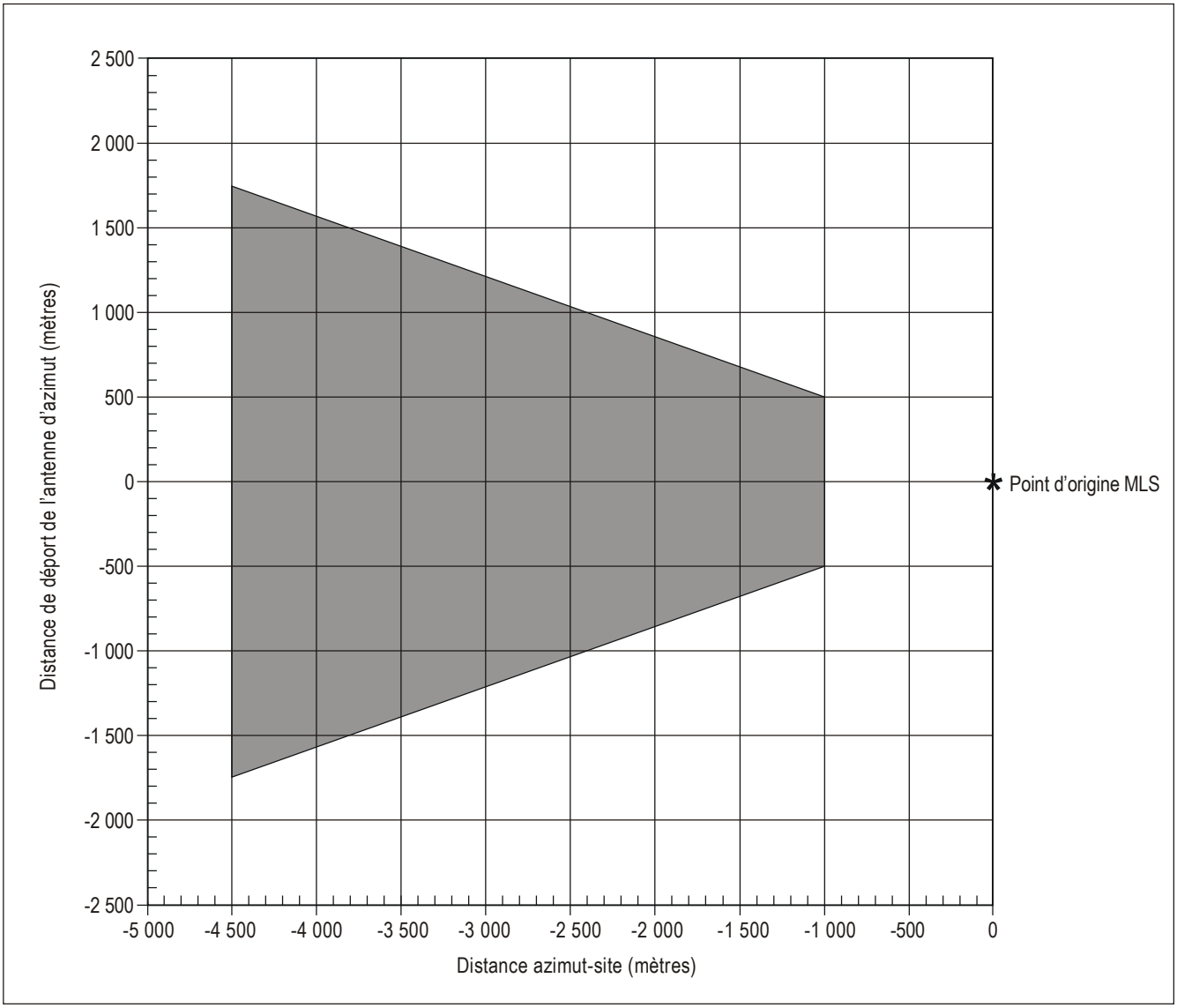


Figure G-30. Déports d'antenne d'azimut admissibles pour les approches axiales calculées avec mesure de distance DME/P (norme de précision 1)

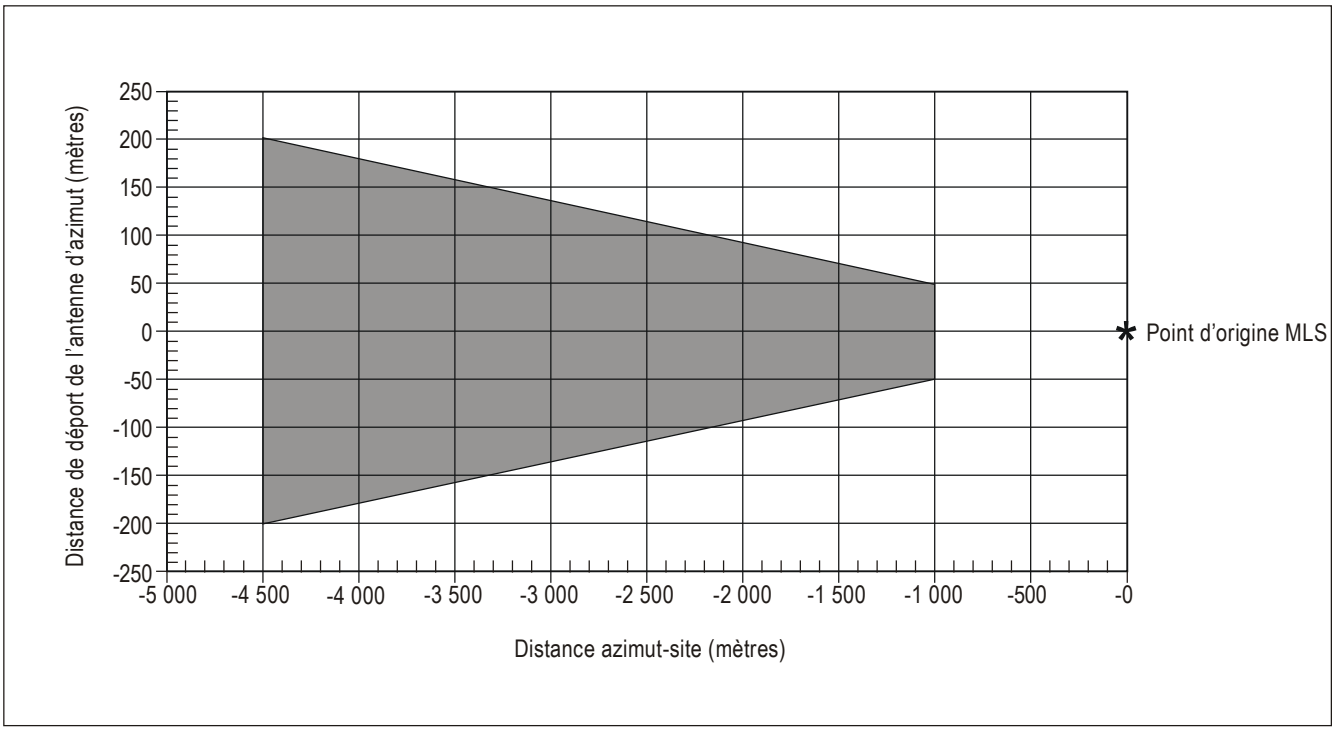
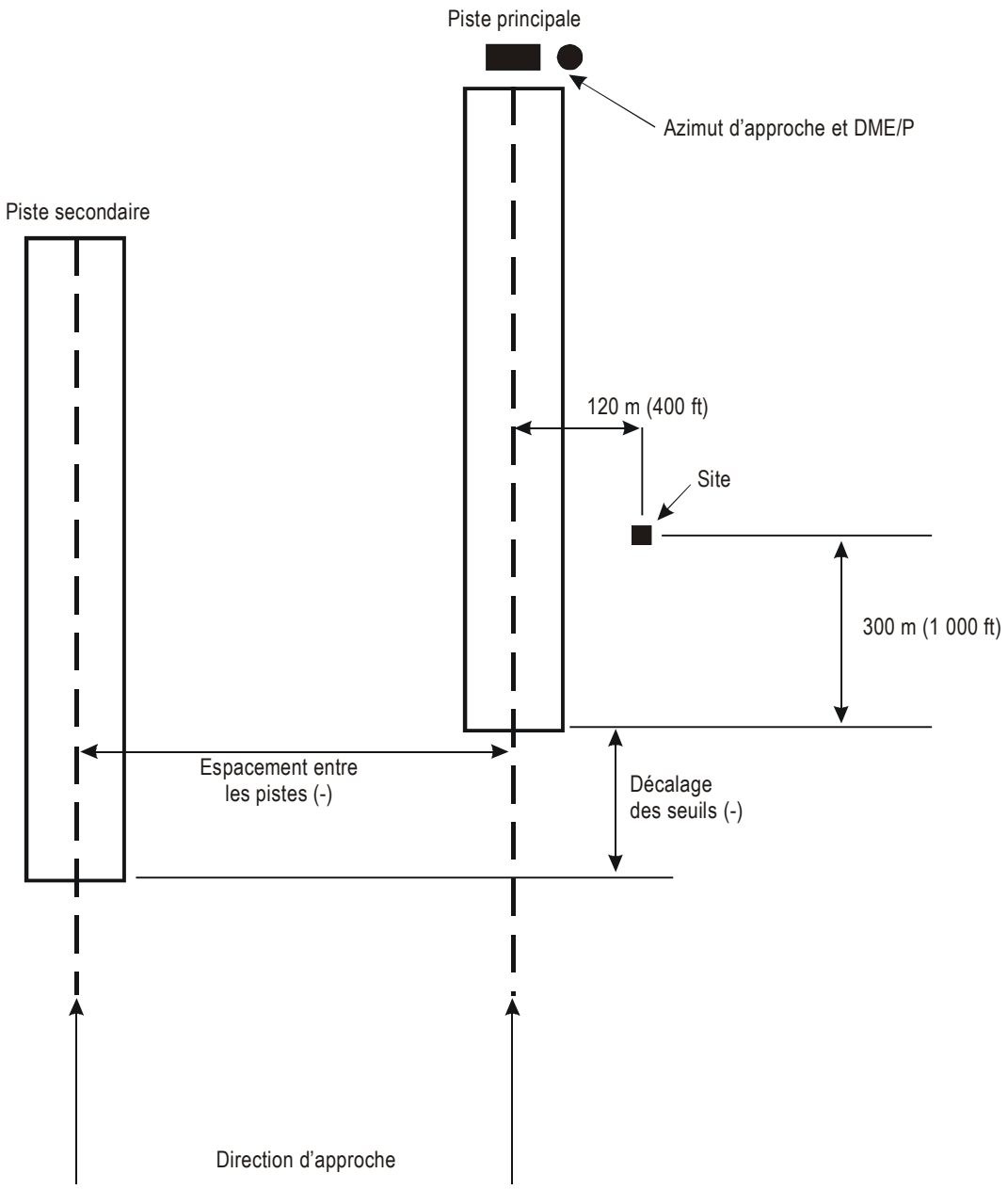
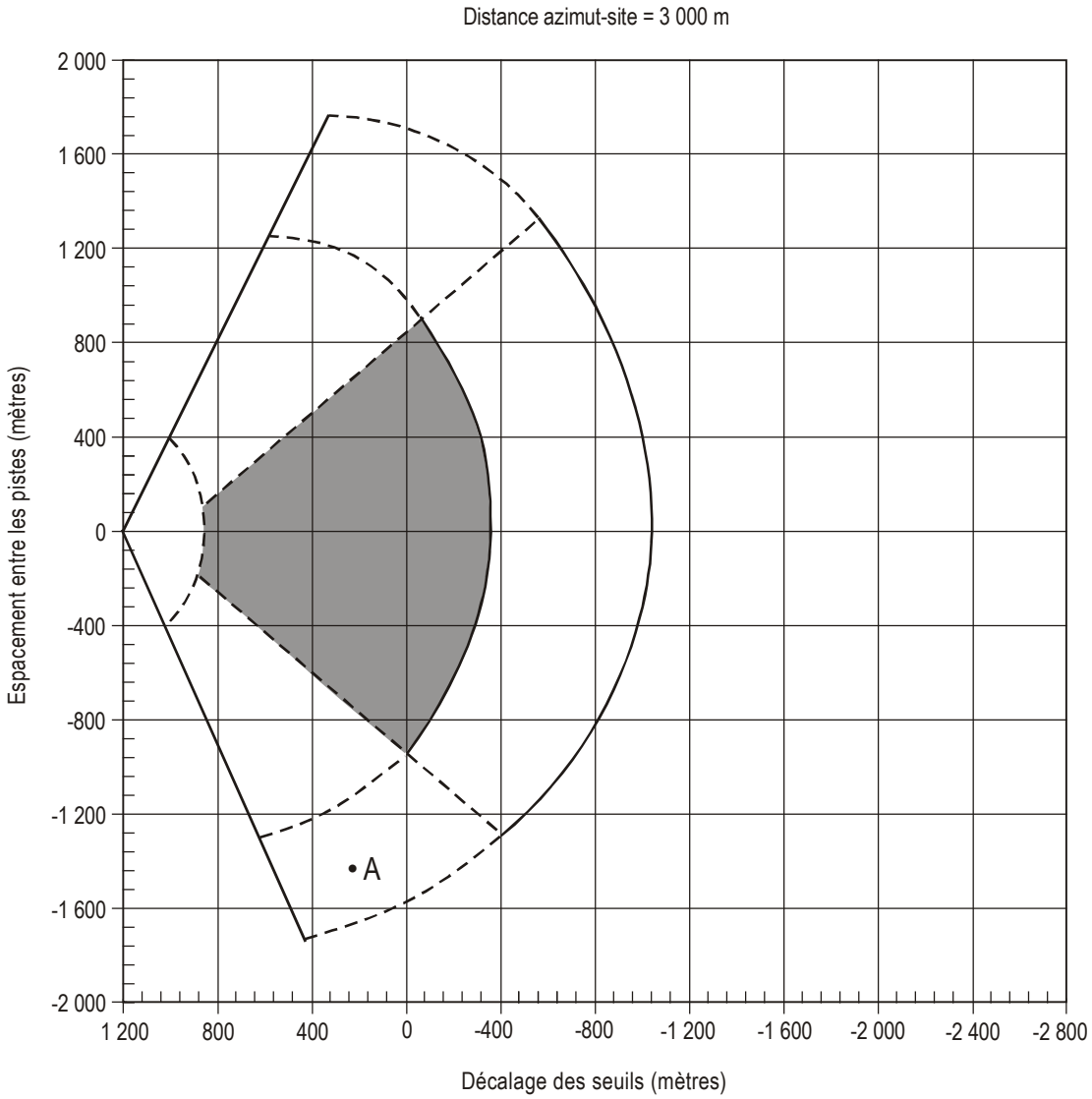


Figure G-31. Déports d'antenne d'azimut admissibles pour les approches axiales calculées avec mesure de distance DME/N



Note.— La position ci-dessus de l'antenne de site est définie par les valeurs types qui servent à calculer des données représentées dans la Figure G-33.

Figure G-32. Géométrie des pistes et de l'équipement pour les approches axiales calculées sur des pistes secondaires parallèles



NOTES.—

1. La limite radiale dépend des performances de l'antenne de site.
2. Le point A représente l'exemple décrit au § 13.7.6.

Figure G-33. Géométries de pistes admissibles pour les approches axiales calculées sur des pistes secondaires parallèles

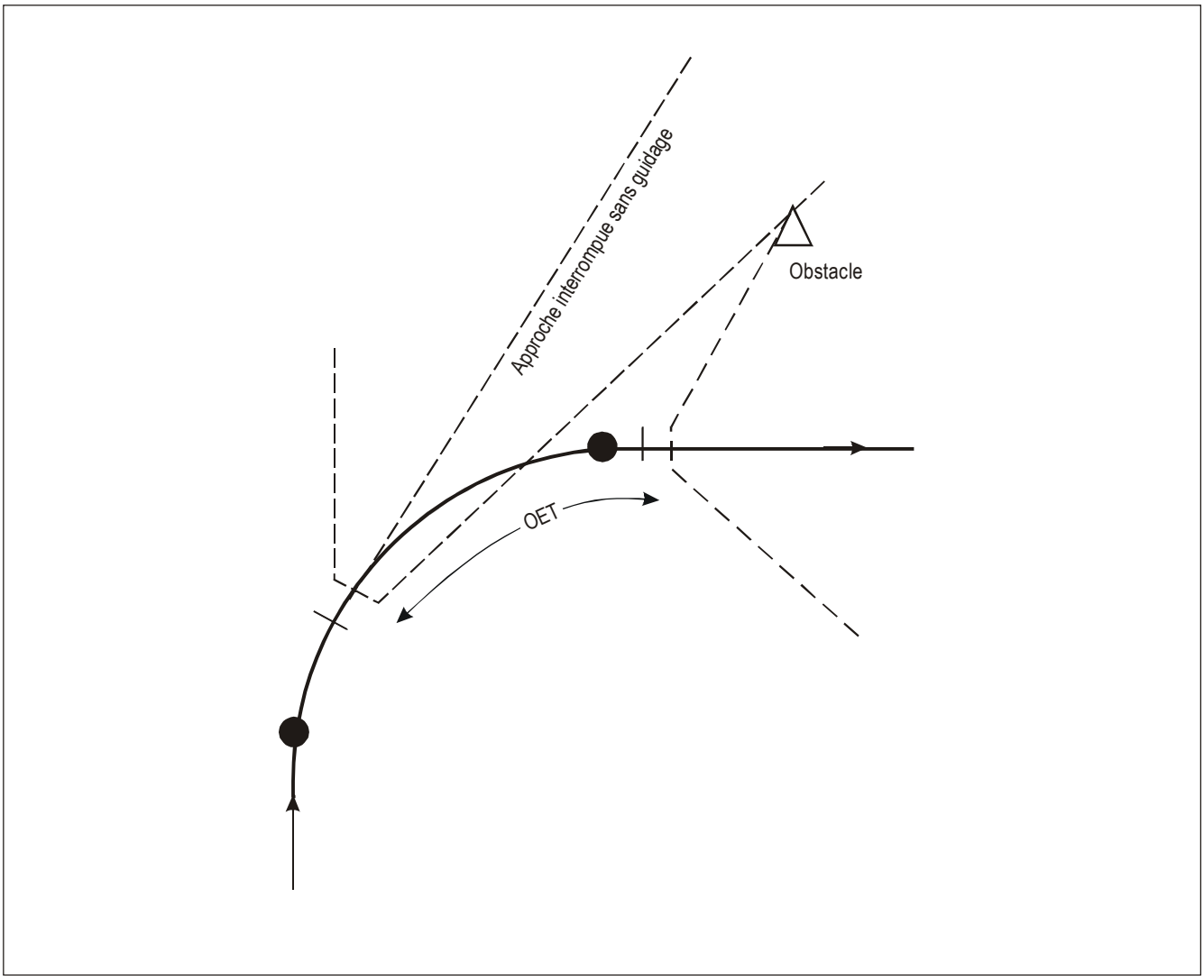


Figure G-34. Détermination du temps d'exposition aux obstacles (OET)

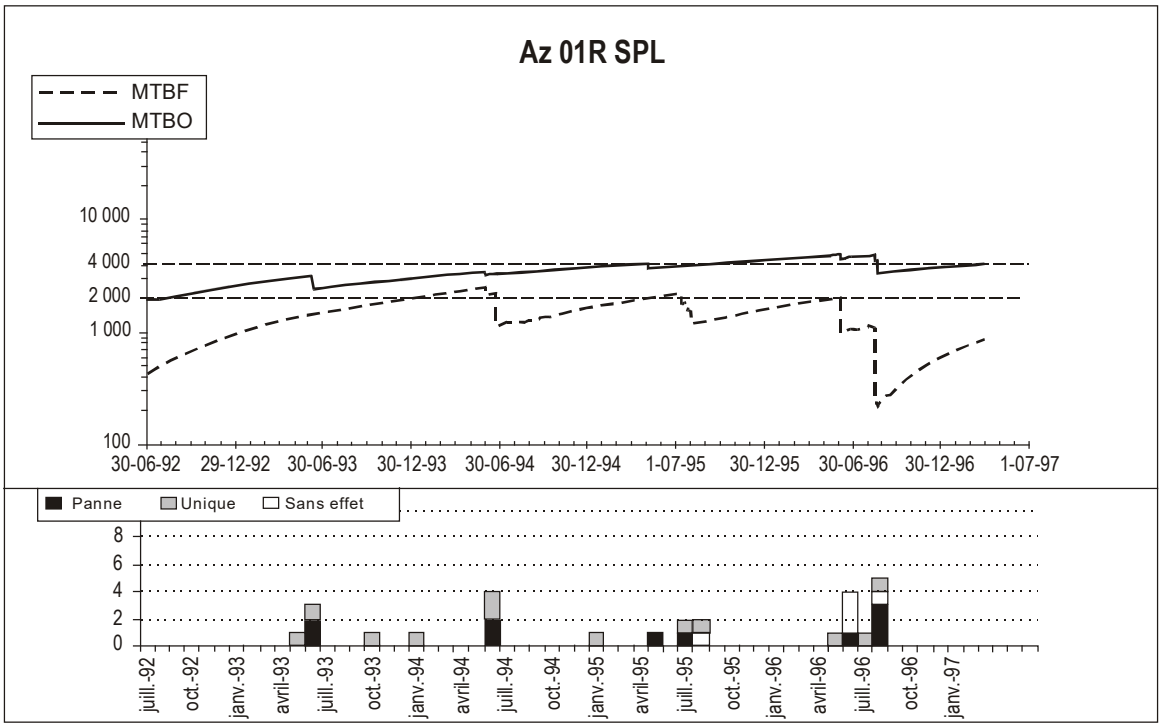


Figure G-35A. Exemple de relevé de pannes pour une installations d'azimut MLS

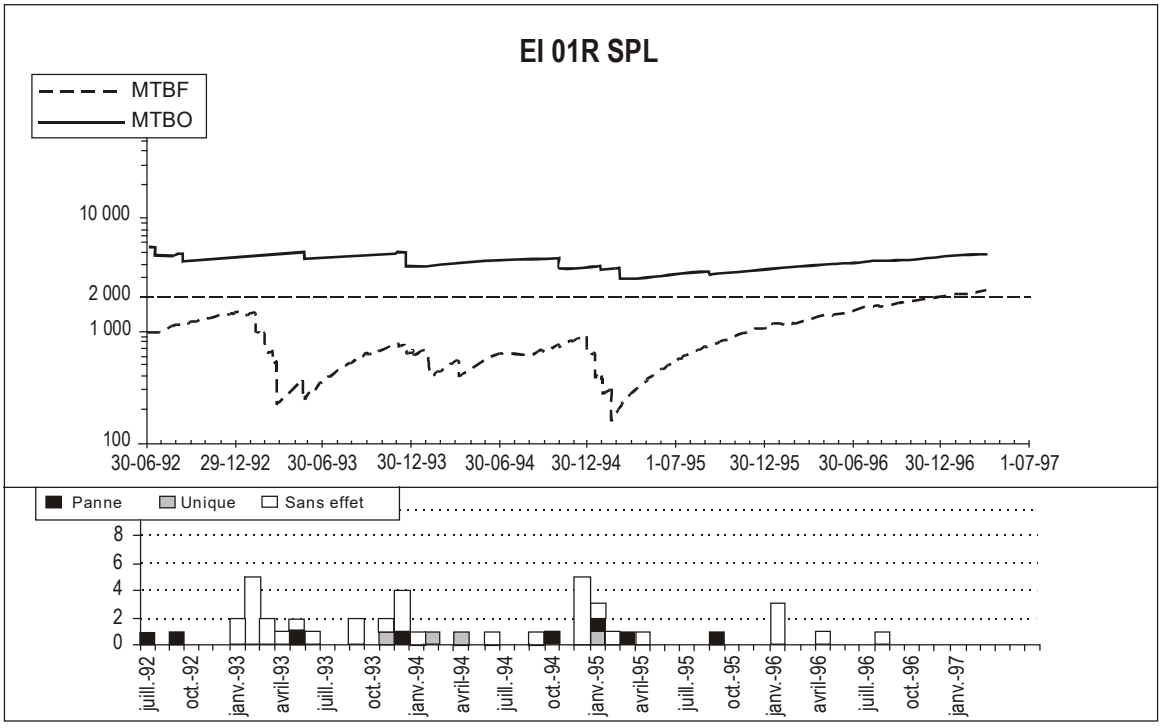


Figure G-35B. Exemple de relevé de pannes pour une installation de site MLS

SUPPLÉMENT H. STRATÉGIE POUR LA RATIONALISATION DES AIDES RADIO CONVENTIONNELLES À LA NAVIGATION ET L'ÉVOLUTION VERS LA PRISE EN CHARGE DE LA NAVIGATION FONDÉE SUR LES PERFORMANCES

(voir le chapitre 2, § 2.1)

1. INTRODUCTION

1.1 La navigation fondée sur les performances (PBN), qui permet de passer de la navigation aidée par des installations au sol à la navigation basée sur des coordonnées, apporte des avantages considérables, notamment la flexibilité requise pour concevoir des espaces aériens et définir les routes et procédures correspondantes en fonction des besoins opérationnels. L'infrastructure de navigation qui convient le mieux pour prendre en charge la PBN est le GNSS. Le rôle des aides conventionnelles à la navigation est donc en train d'évoluer vers celui d'une infrastructure terrestre de repli capable de préserver la sécurité et de maintenir un niveau d'exploitation suffisant en cas d'indisponibilité du GNSS (p. ex., interruption de service). Durant cette évolution, les aides terrestres peuvent aussi permettre une exploitation PBN aux usagers qui ne sont pas encore équipés pour le GNSS.

1.2 Le but de la stratégie énoncée dans le présent supplément est d'aider les États à rationaliser les aides à la navigation et à en assurer l'évolution coordonnée vers une infrastructure terrestre de repli. Cette stratégie devrait être examinée en particulier quand vient le temps de prendre des décisions concernant des investissements dans de nouvelles installations ou le renouvellement d'installations existantes. Le contexte de cette évolution de l'infrastructure de navigation est décrit dans le *Plan mondial de navigation aérienne* (Doc 9750).

1.3 La stratégie porte sur l'emploi des aides radio à la navigation à la fois pour la navigation traditionnelle et pour la navigation fondée sur les performances dans l'espace aérien en route et de région terminale, ainsi que sur leur utilisation comme aides pour les approches classiques (de non-précision). On trouve des orientations détaillées sur les exigences relatives à l'infrastructure de navigation PBN dans le *Manuel de la navigation fondée sur les performances (PBN)* (Doc 9613).

Note.— La stratégie relative aux opérations d'approche et d'atterrissage avec guidage vertical (APV) et aux opérations d'approche et d'atterrissage de précision est traitée dans le supplément B.

2. OBJECTIFS DE LA STRATÉGIE

La stratégie doit :

a) préserver au moins le niveau de sécurité actuel des vols en route et en région terminale ;

b) faciliter la mise en œuvre de la navigation fondée sur les performances (PBN) ;

c) assurer l'interopérabilité mondiale ;

d) permettre, à l'échelon des régions, une flexibilité basée sur une planification régionale coordonnée ;

e) encourager les usagers de l'espace aérien à se doter d'équipement avionique PBN approprié ;

f) tenir compte des questions économiques, opérationnelles et techniques.

3. CONSIDÉRATIONS

3.1 Considérations opérationnelles

Les considérations suivantes supposent que les besoins opérationnels sont définis, que les ressources requises sont engagées et que l'effort nécessaire est fait. En particulier, la modification de la fourniture d'installations de radionavigation nécessite des mesures correspondantes dans les domaines de la planification de l'espace aérien et de la conception de procédures, la prise en compte des aspects relatifs à la réglementation et une vaste consultation des usagers de l'espace aérien concernés.

3.2 Considérations relatives au NDB

3.2.1 Les NDB ne jouent aucun rôle dans la PBN, sauf comme moyens de contre-vérifier la position et de faciliter la conscience générale de la situation. Ces fonctions mineures ne devraient pas imposer le maintien des NDB.

3.2.2 Sauf quand il n'y a pas d'autre solution possible en raison de contraintes liées au parc aérien des usagers, au financement, au relief ou à des limitations de sécurité :

a) les NDB ne sont en général plus utilisés comme aides à la navigation en route ou balises de région terminale ;

b) les NDB servant aux SID/STAR devraient être remplacés par des points de cheminement RNAV ;

c) les NDB servant de balises pour aider à l'interception de l'ILS devraient être remplacés par des points de cheminement RNAV ;

d) l'utilisation de NDB pour appuyer des approches interrompues devrait être déconseillée, sauf si les études de sécurité locales indiquent qu'une capacité d'approche interrompue non GNSS est nécessaire ;

e) les NDB servant d'aides pour les approches classiques devraient être retirés suite à la mise en œuvre de la résolution A37-11 de l'Assemblée.

3.3 Considérations relatives au VOR

3.3.1 La seule spécification de navigation PBN permise par un VOR, sous réserve de la présence d'un DME co-implanté, est la RNAV 5. L'exploitation RNAV 5 basée sur VOR/DME est soumise à d'importantes limitations, étant donné que la navigation multicapteurs intégrée fait très peu appel au VOR/DME ; dans certains cas, la portée d'utilisation est limitée à 25 NM. De plus, seul un très petit nombre d'exploitants d'aéronefs ont une capacité RNAV 5 certifiée basée sur le seul VOR/DME. En conséquence, l'utilisation du VOR/DME pour fournir des services PBN est déconseillée, à une seule exception près : pour appuyer des routes RNAV 5 à la limite inférieure ou proche de la limite inférieure de l'espace aérien en route [au-dessus de l'altitude minimale de secteur (MSA)] aux endroits où la réalisation d'une couverture DME/DME pose problème.

3.3.2 En principe, pour permettre une réduction des coûts, il faudrait retirer les installations VOR dans le cadre d'un plan PBN global. Aucune nouvelle installation VOR autonome (p. ex., à un nouvel emplacement) ne devrait être mise en œuvre. Par contre, on peut maintenir les VOR pour qu'ils servent aux fonctions résiduelles suivantes :

a) comme moyens de navigation de repli (p. ex., pour les vols de l'aviation générale, pour aider à éviter des violations d'espace aérien) ;

b) comme moyens de navigation et de contre-vérification et pour favoriser la conscience de la situation, surtout en région terminale (conscience de la MSA par le pilote, éviter l'armement prématuré du système de commande de vol automatique pour l'interception de l'ILS, procédures opérationnelles d'urgence d'aéronef telles que panne de moteur au décollage, approche interrompue si un VOR est nécessaire d'après des études de sécurité locales), en particulier aux endroits où la couverture DME/DME à basse altitude est limitée ;

c) pour l'actualisation inertielle VOR/DME aux endroits où l'actualisation DME/DME n'est pas disponible ;

d) pour les approches classiques, tant que les utilisateurs ne sont pas équipés pour effectuer des approches RNP et si aucun autre moyen adéquat d'approche de précision n'est disponible ;

e) pour les SID/STAR conventionnelles, à l'intention des aéronefs qui n'ont pas la capacité PBN ;

f) selon les besoins pour appuyer les vols d'aéronefs d'État ;

g) pour appuyer la séparation aux procédures (comme il est indiqué dans le Doc 4444).

3.3.3 Pour offrir des possibilités RNAV basées sur le DME, les emplacements où le VOR sera maintenu devraient normalement être équipés d'un DME co-implanté.

3.3.4 Le respect des principes ci-dessus devrait permettre de réduire d'au moins 50 % le nombre actuel d'installations dans les régions à forte densité de circulation. Pour atteindre un tel résultat, les États devraient élaborer un plan de rationalisation tenant compte de l'âge, de tous les usages et du rôle opérationnel de leurs installations. Ce travail nécessite normalement une importante coordination avec les usagers de l'espace aérien. Le plan de rationalisation devrait faire partie intégrante du plan de mise en œuvre de la PBN. L'expérience a révélé que l'effort correspondant représente une dépense moins lourde que le remplacement et la modernisation d'une seule installation VOR. Le plan de rationalisation des VOR est aussi un important élément de la planification de l'évolution des DME.

3.4 Considérations relatives au DME

3.4.1 Le DME/DME prend entièrement en charge les opérations PBN basées sur les spécifications de navigation RNAV 1, RNAV 2 et RNAV 5. Il est donc le moyen PBN terrestre actuel le plus approprié. Le DME/DME assure une redondance totale du GNSS pour les applications RNAV, et il représente un moyen de repli satisfaisant pour les applications RNP exigeant une précision latérale de ± 1NM (95 %) lorsqu'il est appuyé par une infrastructure DME adéquate.

Note.— Bien que certains aéronefs aient été certifiés pour la RNP basée sur le DME/DME, la capacité du DME de prendre en charge la RNP sur une base générale est actuellement à l'étude.

3.4.2 Les États sont encouragés à planifier l'évolution de leur infrastructure DME en tenant compte des points suivants :

a) si un moyen terrestre de repli est nécessaire pour la navigation, un réseau DME capable de prendre en charge la navigation DME/DME devrait être fourni, lorsque c'est possible ;

b) en concevant le réseau DME, il faudrait envisager toutes les occasions qui s'offrent de réduire les coûts, comme abandonner un site si un VOR associé est enlevé, ou la possibilité d'établir efficacement de nouvelles installations DME autonomes aux endroits où sont situés d'autres éléments CNS du prestataire de services de navigation aérienne (ANSP) ;

c) la conception du réseau DME devrait viser à combler toutes les lacunes et à assurer une couverture aux altitudes les plus basses qui sont utiles du point de vue opérationnel sans entraîner d'investissements excessifs dans de nouvelles installations ;

d) si une couverture DME/DME satisfaisante ne peut pas être réalisée, les États peuvent envisager d'imposer un équipement INS aux usagers de l'espace aérien pour combler les lacunes ;

e) les ANSP devraient tirer parti au maximum des installations transfrontières et militaires (TACAN), si les accords nécessaires peuvent être mis en place ;

f) les attributions de fréquences de nouvelles stations DME ne devraient pas se trouver dans la bande L5/E5 (1 164 – 1 215 MHz) du GNSS dans les régions à forte densité de stations DME, si possible.

3.4.3 Si les principes ci-dessus sont suivis, la densité des stations DME dans une région donnée devrait devenir plus uniforme. En d'autres termes, le nombre d'installations dans les régions à forte densité de stations diminuera, alors qu'il devra peut-être augmenter dans les régions où la densité des stations est moindre.

3.4.4 Il est reconnu que la fourniture d'un service de navigation DME/DME n'est pas toujours possible ou pratique, notamment aux très basses altitudes, dans les environnements où le relief crée des contraintes, sur les petites îles ou au-dessus de l'eau. Il y aurait aussi lieu de noter que certains FMS excluent l'utilisation de DME associés à un ILS. En conséquence, il n'est pas possible de fournir un service DME/DME uniforme à tous les usagers équipés pour la navigation DME/DME sur la base de DME associés à un ILS ; ces installations ne peuvent donc pas être utilisées pour assurer un tel service (qu'elles soient indiquées ou non dans la section en route de l'AIP).

3.5 Considérations relatives à la capacité de navigation multicapteurs embarquée

Il est reconnu que :

a) tant que les usagers de l'espace aérien ne seront pas tous équipés pour la PBN basée sur le GNSS et qu'ils n'auront pas l'approbation correspondante nécessaire, il faudra fournir des aides terrestres de navigation pour appuyer soit des procédures conventionnelles, soit des capacités PBN basées sur le DME/DME ;

b) lorsque tous les usagers de l'espace aérien seront équipés pour la PBN basée sur le GNSS et auront reçu l'approbation correspondante nécessaire, il faudra peut-être maintenir les aides terrestres de navigation pour atténuer les risques liés à des interruptions du service GNSS ;

c) il n'est peut-être pas pratique ou rentable pour certains usagers de l'espace aérien de se doter de capacités PBN basées sur le DME/DME et/ou l'INS ;

d) un examen des plans de vol déposés peut être une façon efficace de connaître l'état d'équipement du parc aérien des usagers ; cela dit, il faudra peut-être que les exploitants des aéronefs confirment l'état d'équipement et d'approbation réel.

3.6 Considérations diverses

3.6.1 L'évolution de l'infrastructure terrestre de navigation doit être accompagnée de l'élaboration de scénarios de repli opérationnel correspondants. Les besoins de l'exploitation doivent être équilibrés en fonction de ce qu'il est possible de faire à un coût raisonnable, tout en assurant la sécurité. En particulier, les besoins en matière de couverture à basse altitude peuvent représenter des dépenses considérables en installations. Il faut envisager de tirer parti des capacités des usagers de l'espace aérien, comme l'INS, ainsi que des autres capacités CNS (couverture du service de surveillance et de communications et capacités ATC correspondantes), dans toute la mesure possible, sans oublier les défaillances de mode commun. Dans certains

espaces aériens, il ne sera peut-être pas possible de répondre aux besoins de tous les niveaux d'équipement des usagers, ce qui pourrait donner lieu à des restrictions opérationnelles pour plusieurs d'entre eux.

3.6.2 Certains États à environnement à forte densité de circulation ont fait du DME/DME leur principal moyen de repli pour la PBN (assurant soit une redondance totale, soit un niveau de performance réduit). Ces États prévoient donc aussi de fournir une infrastructure VOR ou VOR/DME résiduelle pour répondre aux besoins des usagers qui ont une capacité PBN exclusivement basée sur le GNSS ou qui n'ont pas de capacité PBN adéquate. Les procédures opérationnelles relatives à l'utilisation de tels moyens de repli sont en cours d'élaboration.

3.6.3 Il faut noter que le mot « réseau » utilisé dans la présente stratégie fait uniquement référence aux installations de navigation évaluées à l'échelle régionale ; il ne fait pas référence à un réseau de routes ou à une conception particulière d'espace aérien. Pour un espace aérien à forte densité, on estime qu'il n'est pas réaliste de fournir un réseau de routes conventionnelles de remplacement lorsque la transition à un réseau de routes entièrement basé sur la PBN aura été menée à bien.

3.6.4 Dans un nombre limité de cas, la mise en œuvre de la PBN ne permettra peut-être pas le même niveau d'avantages que l'utilisation de capacités de navigation conventionnelles, en raison de limitations de conception des procédures ou d'autres aspects, comme des contraintes liées au relief. Les États sont invités à porter de tels cas à l'attention de l'OACI.

4. STRATÉGIE

4.1 Compte tenu des considérations ci-dessus, de la nécessité de consulter les exploitants d'aéronefs et les organisations internationales, et afin d'assurer la sécurité, l'efficacité et la rentabilité des solutions proposées, la stratégie mondiale vise à :

a) rationaliser les NDB et VOR et les procédures correspondantes ;

b) aligner la planification de la rationalisation sur les cycles de vie de l'équipement et le plan de mise en œuvre de la PBN ;

c) mettre fin aux approches sans guidage vertical en introduisant des approches guidées dans le plan vertical ;

d) faire évoluer l'infrastructure DME existante vers une infrastructure PBN complémentaire du GNSS si un moyen terrestre de repli est nécessaire pour la navigation ;

e) maintenir une capacité résiduelle basée sur le VOR (ou le VOR/DME, si possible) pour répondre aux besoins des usagers de l'espace aérien qui ne sont pas équipés d'une avionique DME/DME appropriée, le cas échéant ;

f) permettre à chaque région d'élaborer une stratégie de mise en œuvre pour ces systèmes en fonction avec la stratégie mondiale.

— FIN —

ISBN 978-92-9275-162-3