OACI

Normes et pratiques recommandées internationales

Annexe 8 à la Convention relative à l'aviation civile internationale

Navigabilité des aéronefs

Treizième édition, juillet 2022

La présente édition annule et remplace, à partir du 3 novembre 2022, les éditions antérieures de l'Annexe 8.

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 8 à la Convention relative à l'aviation civile internationale

Navigabilité des aéronefs

Treizième édition, juillet 2022

La présente édition annule et remplace, à partir du 3 novembre 2022, les éditions antérieures de l'Annexe 8.

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

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
Douzième édition, 2018
Treizième édition, 2022

Annexe 8, *Navigabilité des aéronefs*

Commande nº : AN 8
ISBN 978-92-9265-779-6 (version imprimée)
ISBN 978-92-9275-951-3 (version électronique)

© OACI 2022

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	Date	Inséré par
1-109	Incorporés dans la présente édition	
110	26/11/26	OACI

RECTIFICATIFS			
Nº	Date	Langue	Inséré par
1	12/8/22	Anglais	OACI
2	14/5/25	Français, anglais, arabe, chinois, espagnol et russe	OACI
3	20/6/25	Français, anglais, arabe, chinois, espagnol et russe	OACI

TABLE DES MATIÈRES

Page

AVANT-PROPOS ..... *XXI*

PARTIE I. DÉFINITIONS I-1

PARTIE II. PROCÉDURES RELATIVES À LA CERTIFICATION ET AU MAINTIEN DE LA NAVIGABILITÉ II-1-1

CHAPITRE 1. Certification de type II-1-1
1.1 Domaine d'application II-1-1
1.2 Prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité II-1-2
1.3 Vérification de la conformité aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité II-1-3
1.4 Délivrance d'un certificat de type II-1-5
1.5 Suspension d'un certificat de type II-1-5
1.6 Révocation d'un certificat de type II-1-6
1.7 Transfert d'un certificat de type II-1-6

CHAPITRE 2. Production II-2-1
2.1 Domaine d'application II-2-1
2.2 Production des aéronefs, des moteurs et des hélices II-2-1
2.3 Production des pièces d'aéronef II-2-1
2.4 Approbation de la production II-2-1

CHAPITRE 3. Certificat de navigabilité II-3-1
3.1 Domaine d'application II-3-1
3.2 Admissibilité, délivrance et maintien de la validité d'un certificat de navigabilité II-3-1
3.3 Modèle de certificat de navigabilité II-3-2
3.4 Renseignements relatifs à l'aéronef — Limites d'emploi II-3-2
3.5 Perte temporaire de la navigabilité II-3-2
3.6 Cas d'un aéronef endommagé II-3-3

CHAPITRE 4. Maintien de la navigabilité II-4-1
4.1 Domaine d'application II-4-1
4.2 Responsabilités des États contractants en ce qui concerne le maintien de la navigabilité II-4-1

CHAPITRE 5. Gestion de la sécurité II-5-1

CHAPITRE 6. Agrément des organismes de maintenance II-6-1
6.1 Domaine d'application II-6-1
6.2 Agrément des organismes de maintenance II-6-1
6.3 Manuel des procédures de l'organisme de maintenance II-6-2
6.4 Procédures de maintenance et système d'assurance de la qualité II-6-3
6.5 Installations II-6-3

Page

6.7 Enregistrements II-6-4
6.8 Fiche de maintenance II-6-4

PARTIE III. AVIONS LOURDS IIIA-1-1

PARTIE IIIA. Avions de plus de 5 700 kg pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 13 juin 1960 mais avant le 2 mars 2004 ..... IIIA-1-1

CHAPITRE 1. Généralités IIIA-1-1
1.1 Domaine d'application IIIA-1-1
1.2 Nombre de moteurs IIIA-1-1
1.3 Limites d'emploi IIIA-1-2
1.4 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité IIIA-1-2
1.5 Vérification de la conformité au règlement applicable IIIA-1-2

CHAPITRE 2. Vol IIIA-2-1
2.1 Généralités IIIA-2-1
2.2 Performances IIIA-2-1
2.3 Qualités de vol IIIA-2-3

CHAPITRE 3. Structures IIIA-3-1
3.1 Généralités IIIA-3-1
3.2 Vitesses IIIA-3-1
3.3 Charges de vol IIIA-3-2
3.4 Charges au sol et charges à flot IIIA-3-2
3.5 Charges diverses IIIA-3-3
3.6 Vibrations aéroélastiques, divergence et vibrations en général IIIA-3-3
3.7 Résistance à la fatigue IIIA-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction IIIA-4-1
4.1 Généralités IIIA-4-1

CHAPITRE 5. Moteurs IIIA-5-1
5.1 Portée IIIA-5-1
5.2 Conception, construction et fonctionnement IIIA-5-1
5.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi IIIA-5-1
5.4 Essais IIIA-5-1

CHAPITRE 6. Hélices IIIA-6-1
6.1 Portée IIIA-6-1
6.2 Conception, construction et fonctionnement IIIA-6-1
6.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi IIIA-6-1
6.4 Essais IIIA-6-1

Page

CHAPITRE 7. Installation motrice IIIA-7-1
7.1 Généralités IIIA-7-1
7.2 Disposition et fonctionnement IIIA-7-1

CHAPITRE 8. Instruments et équipement IIIA-8-1
8.1 Instruments et équipement obligatoires IIIA-8-1
8.2 Installation IIIA-8-1
8.3 Équipement de secours et de survie IIIA-8-1
8.4 Feux de position et feux anticollision IIIA-8-1

CHAPITRE 9. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs IIIA-9-1
9.1 Généralités IIIA-9-1
9.2 Limites d'emploi IIIA-9-1
9.3 Utilisation — Renseignements et procédures IIIA-9-2
9.4 Renseignements sur les performances IIIA-9-3
9.5 Manuel de vol de l'avion IIIA-9-3
9.6 Repères et plaques indicatrices IIIA-9-3

CHAPITRE 10. Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance IIIA-10-1
10.1 Généralités IIIA-10-1
10.2 Renseignements relatifs à la maintenance IIIA-10-1
10.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance IIIA-10-1
10.4 Renseignements relatifs à la maintenance découlant de l'approbation de la conception de type IIIA-10-1

CHAPITRE 11. Sûreté IIIA-11-1
11.1 Avions utilisés pour des vols commerciaux intérieurs IIIA-11-1
11.2 Emplacement de moindre risque pour une bombe IIIA-11-1
11.3 Protection du poste de pilotage IIIA-11-1
11.4 Conception de l'intérieur IIIA-11-1

PARTIE IIIB. Avions de plus de 5 700 kg pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 2 mars 2004 ..... IIIB-1-1

CHAPITRE 1. Généralités IIIB-1-1
1.1 Domaine d'application IIIB-1-1
1.2 Nombre de moteurs IIIB-1-1
1.3 Limites d'emploi IIIB-1-1
1.4 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité IIIB-1-2
1.5 Vérification de la conformité au règlement applicable IIIB-1-2

CHAPITRE 2. Vol IIIB-2-1
2.1 Généralités IIIB-2-1
2.2 Performances IIIB-2-1
2.3 Qualités de vol IIIB-2-4
2.4 Stabilité et contrôle IIIB-2-5

CHAPITRE 3. Structures IIIB-3-1
3.1 Généralités IIIB-3-1
3.2 Masse et répartition de masse IIIB-3-1
3.3 Charges limites IIIB-3-1

Page

3.4 Résistance et déformation IIIB-3-1
3.5 Vitesses IIIB-3-1
3.6 Résistance IIIB-3-2
3.7 Survivabilité IIIB-3-2
3.8 Durabilité de la structure IIIB-3-3
3.9 Facteurs spéciaux IIIB-3-4

CHAPITRE 4. Conception et construction IIIB-4-1
4.1 Généralités IIIB-4-1
4.2 Caractéristiques de conception des systèmes IIIB-4-2
4.3 Aéroélasticité IIIB-4-4
4.4 Aménagements pour les occupants IIIB-4-4
4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique IIIB-4-5
4.6 Atterrissage d'urgence IIIB-4-5
4.7 Manutention à la surface IIIB-4-5

CHAPITRE 5. Groupe motopropulseur IIIB-5-1
5.1 Moteurs IIIB-5-1
5.2 Hélices IIIB-5-1
5.3 Installation motrice IIIB-5-1

CHAPITRE 6. Systèmes et équipement IIIB-6-1
6.1 Généralités IIIB-6-1
6.2 Installation IIIB-6-2
6.3 Équipement de secours et de survie IIIB-6-2
6.4 Feux de position et feux anticollision IIIB-6-2
6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique IIIB-6-2
6.6 Protection givrage IIIB-6-2

CHAPITRE 7. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs IIIB-7-1
7.1 Généralités IIIB-7-1
7.2 Limites d'emploi IIIB-7-1
7.3 Utilisation — Renseignements et procédures IIIB-7-2
7.4 Renseignements sur les performances IIIB-7-3
7.5 Manuel de vol IIIB-7-3
7.6 Repères et plaques indicatrices IIIB-7-3
7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance IIIB-7-3

CHAPITRE 8. Résistance à l'écrasement et sécurité dans la cabine IIIB-8-1
8.1 Généralités IIIB-8-1
8.2 Charges à l'atterrissage calculées pour les cas d'urgence IIIB-8-1
8.3 Protection incendie dans la cabine IIIB-8-1
8.4 Évacuation IIIB-8-2
8.5 Balisage lumineux et marquage IIIB-8-2
8.6 Matériel de survie IIIB-8-2

CHAPITRE 9. Environnement opérationnel et facteurs humains IIIB-9-1
9.1 Généralités IIIB-9-1
9.2 Équipage de conduite IIIB-9-1
9.3 Ergonomie IIIB-9-1
9.4 Facteurs opérationnels environnementaux IIIB-9-2

Page

CHAPITRE 10. Sûreté IIIB-10-1
10.1 Avions utilisés pour des vols commerciaux intérieurs IIIB-10-1
10.2 Emplacement de moindre risque pour une bombe IIIB-10-1
10.3 Protection du poste de pilotage IIIB-10-1
10.4 Conception de l'intérieur IIIB-10-1

PARTIE IV. HÉLICOPTÈRES IVA-1-1

PARTIE IVA. Hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 22 mars 1991 mais avant le 13 décembre 2007 ..... IVA-1-1

CHAPITRE 1. Généralités IVA-1-1
1.1 Domaine d'application IVA-1-1
1.2 Limites d'emploi IVA-1-1
1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité IVA-1-2
1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable IVA-1-2

CHAPITRE 2. Vol IVA-2-1
2.1 Généralités IVA-2-1
2.2 Performances IVA-2-1
2.3 Qualités de vol IVA-2-3

CHAPITRE 3. Structures IVA-3-1
3.1 Généralités IVA-3-1
3.2 Vitesses IVA-3-1
3.3 Limites de vitesse de rotation des rotors principaux IVA-3-2
3.4 Charges de vol IVA-3-2
3.5 Charges au sol et charges à flot IVA-3-2
3.6 Charges diverses IVA-3-2
3.7 Vibrations aéroélastiques, divergence et vibrations en général IVA-3-3
3.8 Résistance à la fatigue IVA-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction IVA-4-1
4.1 Généralités IVA-4-1

CHAPITRE 5. Moteurs IVA-5-1
5.1 Portée IVA-5-1
5.2 Conception, construction et fonctionnement IVA-5-1
5.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi IVA-5-1
5.4 Essais IVA-5-1

CHAPITRE 6. Ensembles rotor et transmission et installation motrice IVA-6-1
6.1 Généralités IVA-6-1
6.2 Conception, construction et fonctionnement IVA-6-1
6.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi IVA-6-1
6.4 Essais IVA-6-1
6.5 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et des ensembles rotor et transmission IVA-6-2
6.6 Contrôle de la rotation du moteur IVA-6-2
6.7 Redémarrage des moteurs IVA-6-2
6.8 Disposition et fonctionnement IVA-6-2

Page

CHAPITRE 7. Instruments et équipement IVA-7-1
7.1 Instruments et équipement obligatoires IVA-7-1
7.2 Installation IVA-7-1
7.3 Équipement de secours et de survie IVA-7-1
7.4 Feux de position et feux anticollision IVA-7-1

CHAPITRE 8. Circuits électriques IVA-8-1

CHAPITRE 9. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs IVA-9-1
9.1 Généralités IVA-9-1
9.2 Limites d'emploi IVA-9-1
9.3 Utilisation — Renseignements et procédures IVA-9-2
9.4 Renseignements sur les performances IVA-9-3
9.5 Manuel de vol de l'hélicoptère IVA-9-3
9.6 Repères et plaques indicatrices IVA-9-3

PARTIE IVB. Hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 13 décembre 2007 ..... IVB-1-1

CHAPITRE 1. Généralités IVB-1-1
1.1 Domaine d'application IVB-1-1
1.2 Limites d'emploi IVB-1-1
1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité IVB-1-2
1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable IVB-1-2

CHAPITRE 2. Vol IVB-2-1
2.1 Généralités IVB-2-1
2.2 Performances IVB-2-1
2.3 Qualités de vol IVB-2-3
2.4 Stabilité et contrôle IVB-2-4

CHAPITRE 3. Structures IVB-3-1
3.1 Généralités IVB-3-1
3.2 Masse et répartition de masse IVB-3-1
3.3 Charges limites IVB-3-1
3.4 Résistance et déformation IVB-3-1
3.5 Vitesses IVB-3-1
3.6 Limites de vitesse de rotation des rotors principaux IVB-3-2
3.7 Charges IVB-3-2
3.8 Charges au sol et charges à flot IVB-3-2
3.9 Charges diverses IVB-3-3
3.10 Résistance à la fatigue IVB-3-3
3.11 Facteurs spéciaux IVB-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction IVB-4-1
4.1 Généralités IVB-4-1
4.2 Caractéristiques de conception des systèmes IVB-4-2
4.3 Vibrations aéroélastiques IVB-4-2
4.4 Aménagements pour les occupants IVB-4-3

Page

4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique IVB-4-3
4.6 Atterrissage d'urgence IVB-4-3
4.7 Manutention à la surface IVB-4-4

CHAPITRE 5. Rotors et groupes motopropulseurs IVB-5-1
5.1 Moteurs IVB-5-1
5.2 Rotors et installation motrice IVB-5-1

CHAPITRE 6. Systèmes et équipement IVB-6-1
6.1 Généralités IVB-6-1
6.2 Installation IVB-6-2
6.3 Équipement de secours et de survie IVB-6-2
6.4 Feux de position et feux anticollision IVB-6-2
6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique IVB-6-2
6.6 Protection givrage IVB-6-2

CHAPITRE 7. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs IVB-7-1
7.1 Généralités IVB-7-1
7.2 Limites d'emploi IVB-7-1
7.3 Utilisation — Renseignements et procédures IVB-7-2
7.4 Renseignements sur les performances IVB-7-3
7.5 Manuel de vol IVB-7-3
7.6 Repères et plaques indicatrices IVB-7-3
7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance IVB-7-3

CHAPITRE 8. Résistance à l'écrasement et sécurité dans la cabine IVB-8-1
8.1 Généralités IVB-8-1
8.2 Charges calculées pour l'atterrissage d'urgence IVB-8-1
8.3 Protection incendie dans la cabine IVB-8-1
8.4 Évacuation IVB-8-2
8.5 Balisage lumineux et marquage IVB-8-2

CHAPITRE 9. Environnement opérationnel et facteurs humains IVB-9-1
9.1 Généralités IVB-9-1
9.2 Équipage de conduite IVB-9-1
9.3 Ergonomie IVB-9-1
9.4 Considérations relatives à l'environnement IVB-9-2

PARTIE V. AVIONS LÉGERS VA-1-1

PARTIE VA. Avions de plus de 750 kg mais non de plus de 5 700 kg pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 13 décembre 2007 mais avant le 7 mars 2021 ..... VA-1-1

CHAPITRE 1. Généralités VA-1-1
1.1 Domaine d'application VA-1-1
1.2 Limites d'emploi VA-1-1
1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité VA-1-2
1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable VA-1-2

Page

CHAPITRE 2. Vol VA-2-1
2.1 Généralités VA-2-1
2.2 Performances VA-2-1
2.3 Qualités de vol VA-2-3
2.4 Stabilité et contrôle VA-2-4

CHAPITRE 3. Structures VA-3-1
3.1 Généralités VA-3-1
3.2 Masse et répartition de masse VA-3-1
3.3 Charges limites VA-3-1
3.4 Résistance et déformation VA-3-1
3.5 Vitesses VA-3-1
3.6 Résistance VA-3-2
3.7 Survivabilité VA-3-2
3.8 Durabilité de la structure VA-3-2
3.9 Facteurs spéciaux VA-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction VA-4-1
4.1 Généralités VA-4-1
4.2 Caractéristiques de conception des systèmes VA-4-2
4.3 Aéroélasticité VA-4-3
4.4 Aménagements pour les occupants VA-4-3
4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique VA-4-3
4.6 Atterrissage d'urgence VA-4-3
4.7 Manutention à la surface VA-4-4

CHAPITRE 5. Groupe motopropulseur VA-5-1
5.1 Moteurs VA-5-1
5.2 Hélices VA-5-1
5.3 Installation motrice VA-5-1

CHAPITRE 6. Systèmes et équipement VA-6-1
6.1 Généralités VA-6-1
6.2 Installation VA-6-2
6.3 Équipement de secours et de survie VA-6-2
6.4 Feux de position et feux anticollision VA-6-2
6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique VA-6-2
6.6 Protection givrage VA-6-2

CHAPITRE 7. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs VA-7-1
7.1 Généralités VA-7-1
7.2 Limites d'emploi VA-7-1
7.3 Utilisation — Renseignements et procédures VA-7-2
7.4 Renseignements sur les performances VA-7-2
7.5 Manuel de vol VA-7-3
7.6 Repères et plaques indicatrices VA-7-3
7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance VA-7-3

Page

CHAPITRE 8. Résistance à l'écrasement et sécurité dans la cabine VA-8-1
8.1 Généralités VA-8-1
8.2 Charges à l'atterrissage calculées pour les cas d'urgence VA-8-1
8.3 Protection incendie dans la cabine VA-8-1
8.4 Évacuation VA-8-2
8.5 Balisage lumineux et marquage VA-8-2

CHAPITRE 9. Environnement opérationnel et facteurs humains VA-9-1
9.1 Généralités VA-9-1
9.2 Équipage de conduite VA-9-1
9.3 Ergonomie VA-9-1
9.4 Facteurs opérationnels environnementaux VA-9-2

PARTIE VB. Avions d'au plus 5 700 kg pour lesquels la demande de certification est soumise le ou après le 7 mars 2021 ..... VB-1-1

CHAPITRE 1. Généralités VB-1-1
1.1 Domaine d'application VB-1-1
1.2 Limites d'emploi VB-1-1
1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité VB-1-2
1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable VB-1-2

CHAPITRE 2. Vol VB-2-1
2.1 Généralités VB-2-1
2.2 Performances VB-2-1
2.3 Qualités de vol VB-2-3
2.4 Stabilité et contrôle VB-2-4

CHAPITRE 3. Structures VB-3-1
3.1 Généralités VB-3-1
3.2 Masse et répartition de masse VB-3-1
3.3 Charges limites VB-3-1
3.4 Résistance et déformation VB-3-1
3.5 Vitesses VB-3-1
3.6 Résistance VB-3-2
3.7 Survivabilité VB-3-2
3.8 Durabilité de la structure VB-3-2
3.9 Facteurs spéciaux VB-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction VB-4-1
4.1 Généralités VB-4-1
4.2 Caractéristiques de conception des systèmes VB-4-2
4.3 Aéroélasticité VB-4-3
4.4 Aménagements pour les occupants VB-4-3
4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique VB-4-3
4.6 Atterrissage d'urgence VB-4-3
4.7 Manutention à la surface VB-4-4

Page

CHAPITRE 5. Groupe motopropulseur VB-5-1
5.1 Moteurs VB-5-1
5.2 Hélices VB-5-1
5.3 Installation motrice VB-5-1

CHAPITRE 6. Systèmes et équipement VB-6-1
6.1 Généralités VB-6-1
6.2 Installation VB-6-2
6.3 Équipement de secours et de survie VB-6-2
6.4 Feux de position et feux anticollision VB-6-2
6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique VB-6-2
6.6 Protection givrage VB-6-2

CHAPITRE 7. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs VB-7-1
7.1 Généralités VB-7-1
7.2 Limites d'emploi VB-7-1
7.3 Utilisation — Renseignements et procédures VB-7-2
7.4 Renseignements sur les performances VB-7-2
7.5 Manuel de vol VB-7-3
7.6 Repères et plaques indicatrices VB-7-3
7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance VB-7-3

CHAPITRE 8. Résistance à l'écrasement et sécurité dans la cabine VB-8-1
8.1 Généralités VB-8-1
8.2 Charges à l'atterrissage calculées pour les cas d'urgence VB-8-1
8.3 Protection incendie dans la cabine VB-8-1
8.4 Évacuation VB-8-1
8.5 Balisage lumineux et marquage VB-8-2

CHAPITRE 9. Environnement opérationnel et facteurs humains VB-9-1
9.1 Généralités VB-9-1
9.2 Équipage de conduite VB-9-1
9.3 Ergonomie VB-9-1
9.4 Facteurs opérationnels environnementaux VB-9-2

PARTIE VI. MOTEURS VI-1-1

CHAPITRE 1. Généralités VI-1-1
1.1 Domaine d'application VI-1-1
1.2 Installation des moteurs et interfaces VI-1-1
1.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi VI-1-1
1.4 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance VI-1-1

CHAPITRE 2. Conception et construction VI-2-1
2.1 Fonctionnement VI-2-1
2.2 Analyse des pannes VI-2-1
2.3 Matériaux et méthodes de construction VI-2-1
2.4 Intégrité VI-2-1

CHAPITRE 3. Essais VI-3-1

Page

PARTIE VII. HÉLICES VII-1-1

CHAPITRE 1. Généralités VII-1-1
1.1 Domaine d'application VII-1-1
1.2 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi VII-1-1
1.3 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance VII-1-1

CHAPITRE 2. Conception et construction VII-2-1
2.1 Fonctionnement VII-2-1
2.2 Analyse des pannes VII-2-1
2.3 Matériaux et méthodes de construction VII-2-1
2.4 Commande et indication du pas VII-2-1

CHAPITRE 3. Essais et inspection VII-3-1
3.1 Essai de retenue de pale VII-3-1
3.2 Essais d'utilisation et d'endurance VII-3-1

PARTIE VIII. AVIONS TÉLÉPILOTÉS VIII-1-1

CHAPITRE 1. Généralités VIII-1-1
1.1 Domaine d'application VIII-1-1
1.2 Limites d'emploi VIII-1-1
1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité VIII-1-2
1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable VIII-1-2

CHAPITRE 2. Vol VIII-2-1
2.1 Généralités VIII-2-1
2.2 Performances VIII-2-1
2.3 Qualités de vol VIII-2-3
2.4 Stabilité et contrôle VIII-2-4

CHAPITRE 3. Structures VIII-3-1
3.1 Généralités VIII-3-1
3.2 Masse et répartition de masse VIII-3-1
3.3 Charges limites VIII-3-1
3.4 Résistance et déformation VIII-3-1
3.5 Vitesses VIII-3-1
3.6 Résistance VIII-3-2
3.7 Durabilité de la structure VIII-3-2
3.8 Facteurs spéciaux VIII-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction VIII-4-1
4.1 Généralités VIII-4-1
4.2 Caractéristiques de conception des systèmes VIII-4-2
4.3 Aéroélasticité VIII-4-3
4.4 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique VIII-4-3
4.5 Manutention à la surface VIII-4-3

Page

CHAPITRE 5. Groupe motopropulseur VIII-5-1
5.1 Moteurs VIII-5-1
5.2 Hélices VIII-5-1
5.3 Installation motrice VIII-5-1

CHAPITRE 6. Systèmes et équipement VIII-6-1
6.1 Généralités VIII-6-1
6.2 Installation VIII-6-2
6.3 Feux de position et feux anticollision VIII-6-2
6.4 Protection contre le brouillage électromagnétique VIII-6-2
6.5 Protection givrage VIII-6-2

CHAPITRE 7. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs VIII-7-1
7.1 Généralités VIII-7-1
7.2 Limites d'emploi VIII-7-1
7.3 Utilisation — Renseignements et procédures VIII-7-2
7.4 Renseignements sur les performances VIII-7-3
7.5 Manuel de vol de l'avion télépiloté VIII-7-3
7.6 Repères et plaques indicatrices VIII-7-3
7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance VIII-7-3
7.8 Renseignements relatifs à la liaison C2 ..... VIII-7-4

CHAPITRE 8. Réservé *[à rédiger.]* VIII-8-1

CHAPITRE 9. Environnement opérationnel et facteurs humains VIII-9-1
9.1 Généralités VIII-9-1
9.2 Équipage de télépilotage VIII-9-1
9.3 Ergonomie VIII-9-1

CHAPITRE 10. Intégration du poste de télépilotage VIII-10-1
10.1 Généralités VIII-10-1
10.2 Intégration VIII-10-1
10.3 Commandes et informations VIII-10-1
10.4 Liaison C2 ..... VIII-10-2
10.5 Manuel de vol VIII-10-3

CHAPITRE 11. Considérations propres aux avions télépilotés VIII-11-1
11.1 Généralités VIII-11-1
11.2 Transport, remisage et assemblage VIII-11-1
11.3 Méthodes de lancement VIII-11-1
11.4 Méthodes de récupération VIII-11-1
11.5 Récupération d'urgence VIII-11-2
11.6 Circulation au sol, décollage et atterrissage automatiques VIII-11-2
11.7 Liaison C2 ..... VIII-11-2
11.8 Système de détection et d'évitement, et autre équipement VIII-11-3
11.9 Équipement lié à la mission VIII-11-3
11.10 Sûreté VIII-11-3

Page

PARTIE IX. HÉLICOPTÈRES TÉLÉPILOTÉS (RPH) IX-1-1

CHAPITRE 1. Généralités IX-1-1
1.1 Domaine d'application IX-1-1
1.2 Limites d'emploi IX-1-1
1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité IX-1-2
1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable IX-1-2

CHAPITRE 2. Vol IX-2-1
2.1 Généralités IX-2-1
2.2 Performances IX-2-1
2.3 Qualités de vol IX-2-3
2.4 Stabilité et contrôle IX-2-4

CHAPITRE 3. Structures IX-3-1
3.1 Généralités IX-3-1
3.2 Masse et répartition de masse IX-3-1
3.3 Charges limites IX-3-1
3.4 Résistance et déformation IX-3-1
3.5 Vitesses IX-3-1
3.6 Limites de vitesse de rotation des rotors principaux IX-3-2
3.7 Charges IX-3-2
3.8 Charges au sol et charges à flot IX-3-2
3.9 Charges diverses IX-3-3
3.10 Résistance à la fatigue IX-3-3
3.11 Facteurs spéciaux IX-3-3

CHAPITRE 4. Conception et construction IX-4-1
4.1 Généralités IX-4-1
4.2 Caractéristiques de conception des systèmes IX-4-2
4.3 Vibrations aéroélastiques IX-4-2
4.4 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique IX-4-3
4.5 Manutention à la surface IX-4-3

CHAPITRE 5. Rotors et groupes motopropulseurs IX-5-1
5.1 Moteurs IX-5-1
5.2 Rotors et installation motrice IX-5-1

CHAPITRE 6. Systèmes et équipement IX-6-1
6.1 Généralités IX-6-1
6.2 Installation IX-6-2
6.3 Feux de position et feux anticollision IX-6-2
6.4 Protection contre le brouillage électromagnétique IX-6-2
6.5 Protection givrage IX-6-2

CHAPITRE 7. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs IX-7-1
7.1 Généralités IX-7-1
7.2 Limites d'emploi IX-7-1
7.3 Utilisation — Renseignements et procédures IX-7-2
7.4 Renseignements sur les performances IX-7-3
7.5 Manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté IX-7-3

Page

7.6 Repères et plaques indicatrices IX-7-3
7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance IX-7-3
7.8 Renseignements relatifs à la liaison C2 ..... IX-7-4

CHAPITRE 8. Réservé *[à rédiger.]* IX-8-1

CHAPITRE 9. Environnement opérationnel et facteurs humains IX-9-1
9.1 Généralités IX-9-1
9.2 Équipe de télépilotage IX-9-1
9.3 Ergonomie IX-9-1

CHAPITRE 10. Intégration du poste de télépilotage IX-10-1
10.1 Généralités IX-10-1
10.2 Intégration IX-10-1
10.3 Commandes et informations IX-10-1
10.4 Liaison C2 ..... IX-10-2
10.5 Manuel de vol IX-10-3

CHAPITRE 11. Considérations propres aux hélicoptères télépilotés IX-11-1
11.1 Généralités IX-11-1
11.2 Transport, remisage et assemblage IX-11-1
11.3 Méthodes de lancement IX-11-1
11.4 Méthodes de récupération IX-11-1
11.5 Récupération d'urgence IX-11-2
11.6 Circulation au sol, décollage et atterrissage automatiques IX-11-2
11.7 Liaison C2 ..... IX-11-2
11.8 Système de détection et d'évitement, et autre équipement IX-11-3
11.9 Équipement lié à la mission IX-11-3
11.10 Sûreté IX-11-3

PARTIE X. POSTE DE TÉLÉPILOTAGE (RPS) X-1-1

CHAPITRE 1. Généralités X-1-1
1.1 Domaine d'application X-1-1
1.2 Interfaces et intégration du RPS X-1-1
1.3 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance X-1-1

CHAPITRE 2. Conception et construction X-2-1
2.1 Protection contre l'incendie, la fumée et les gaz toxiques X-2-1
2.2 Fonctionnement X-2-1
2.3 Analyse des pannes X-2-1
2.4 Matériaux et méthodes de construction X-2-1
2.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique X-2-1
2.6 Manutention du poste de télépilotage X-2-2

CHAPITRE 3. Systèmes et équipement X-3-1
3.1 Généralités X-3-1
3.2 Système d'alimentation électrique X-3-1
3.3 Protection contre le brouillage électromagnétique X-3-1

Page

3.4 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système X-3-1

CHAPITRE 4. Sécurité de l'équipe de télépilotage X-4-1
4.1 Protection contre l'incendie X-4-1
4.2 Évacuation X-4-1

CHAPITRE 5. Environnement opérationnel et facteurs humains X-5-1
5.1 Généralités X-5-1
5.2 Équipe de télépilotage X-5-1
5.3 Ergonomie X-5-1
5.4 Facteurs liés à l'environnement opérationnel X-5-2

CHAPITRE 6. Limites d'emploi et renseignements à fournir aux utilisateurs X-6-1
6.1 Généralités X-6-1
6.2 Utilisation — Renseignements et procédures X-6-1
6.3 Manuel d'utilisation du poste de télépilotage X-6-1

CHAPITRE 7. Sûreté X-7-1
7.1 Contrôle de l'accès au poste de télépilotage X-7-1
7.2 Sûreté des systèmes X-7-1

APPENDICE. Certificat d'organisme de maintenance agréé (AMO) ..... APP 1-1
1. Objet et portée ..... APP 1-1
2. Modèle de certificat d'AMO ..... APP 1-2

AVANT-PROPOS

Historique

Les normes et pratiques recommandées concernant la navigabilité des aéronefs ont été adoptées par le Conseil, le 1er mars 1949 en vertu des dispositions de l'article 37 de la Convention relative à l'aviation civile internationale (Chicago, 1944), pour constituer l'Annexe 8 à la Convention.

L'Annexe contenait dans la 2e partie des procédures générales de navigabilité applicables à tous les aéronefs et dans la 3e partie, les caractéristiques minimales en matière de navigabilité pour les avions qui étaient ou devaient être munis d'un certificat de navigabilité, les classant dans une catégorie OACI établie. La 1re partie contenait les définitions.

Lors de sa quatrième session, la Division des certificats de navigabilité a collaboré avec la Division de l'exploitation et a formulé des recommandations relatives à l'emploi d'un code de performances autre que le code figurant dans l'Annexe où les valeurs numériques des performances ascensionnelles avaient reçu le caractère de pratiques recommandées. De plus, la Division des certificats de navigabilité a formulé des recommandations sur certains aspects de la délivrance de certificats classant des aéronefs dans les catégories de l'OACI. Pour donner suite à ces recommandations, le Conseil a décidé d'incorporer l'autre code de performances à titre de supplément A à l'Annexe. Toutefois, il a déclaré qu'à son avis, puisque l'accord n'avait pas encore pu se faire sur un ensemble de normes de performances, on ne disposait pas d'éléments permettant de délivrer des certificats de navigabilité de la catégorie transport A de l'OACI. Les États contractants ont été invités à s'abstenir de délivrer de tels certificats en attendant que des normes de performances prennent effet ou que le Conseil prenne une décision quant aux principes généraux à appliquer en matière de certificats de navigabilité.

Lors de sa septième session (juin 1953), l'Assemblée a approuvé les mesures déjà prises par le Conseil et la Commission de navigation aérienne en vue d'entreprendre une étude fondamentale de la politique de l'OACI en matière de navigabilité internationale ; elle a chargé le Conseil de terminer cette étude aussi rapidement que possible.

Dans la poursuite de cette étude, la Commission de navigation aérienne a été aidée par les travaux d'un groupe international d'experts, le Groupe des certificats de navigabilité, qui a contribué à la préparation des travaux de la troisième Conférence de navigation aérienne.

À la suite de ces études, une nouvelle politique en matière de navigabilité internationale a été élaborée. Cette politique a été approuvée par le Conseil en 1956. Selon les nouveaux principes, on a abandonné la notion de certificat de navigabilité classant un aéronef dans une catégorie OACI. L'Annexe 8 contenait par contre des normes générales qui définissaient de façon complète, aux fins d'application par les autorités nationales compétentes, les spécifications internationales minimales qui devaient servir de base pour la reconnaissance par les États des certificats de navigabilité d'aéronefs étrangers survolant leur territoire ou y pénétrant ; ainsi était assurée, entre autres, la protection des autres aéronefs, des tiers et des biens. Il a été jugé que cet ensemble de normes répondait à l'obligation imposée à l'Organisation, aux termes de l'article 37 de la Convention, d'adopter des normes internationales de navigabilité.

Il a été reconnu que les normes de navigabilité de l'OACI ne remplaceraient pas les règlements nationaux et que des règlements nationaux de navigabilité contenant les spécifications complètes et détaillées jugées nécessaires par les divers États devraient servir de base à la délivrance des certificats de navigabilité aux aéronefs. Chaque État établirait son propre règlement complet et détaillé de navigabilité ou choisirait un règlement complet et détaillé établi par un autre État contractant. Le niveau de navigabilité défini par ce règlement serait indiqué par les normes complétées, au besoin, par des méthodes acceptables de conformité.

En application de ces principes, il a été déclaré que l'Annexe contenait les normes minimales aux fins d'application de l'article 33. Il a également été reconnu qu'au moment de son adoption, l'Annexe pourrait ne pas comporter de normes techniques pour toutes les catégories d'aéronefs ou même pour toutes les catégories d'avions, si le Conseil estimait que des normes techniques étaient inutiles pour donner effet aux dispositions de l'article 33. En outre, l'adoption ou l'amendement de l'Annexe, déclarée complète aux fins d'application de l'article 33, ne constituaient pas le but ultime des travaux de l'OACI dans le domaine de la navigabilité, car il était nécessaire de maintenir une collaboration sur le plan international au sujet des questions de navigabilité.

Un texte révisé, destiné à l'Annexe 8 et compatible avec les principes énoncés ci-dessus a été établi d'après les recommandations de la troisième Conférence de navigation aérienne (Montréal, septembre-octobre 1956). Le contenu de la 3e partie de l'Annexe se limitait à des normes générales définissant les objectifs et non les méthodes permettant de réaliser ces objectifs. Cependant, pour indiquer par des exemples le niveau de navigabilité visé par certaines de ces normes générales, des spécifications plus détaillées et plus quantitatives ont été insérées dans l'Annexe sous le titre « Méthodes acceptables de conformité ». Ces spécifications avaient pour objet d'aider les États contractants dans l'établissement et l'application de règlements nationaux de navigabilité complets et détaillés.

Le fait d'adopter un règlement qui donnerait un niveau de navigabilité sensiblement inférieur au niveau de la méthode acceptable de conformité était considéré comme une violation des normes complétées par cette méthode acceptable de conformité.

Le texte révisé pour l'Annexe 8 a été inséré dans la quatrième édition de l'Annexe, annulant et remplaçant les première, deuxième et troisième éditions.

Une autre recommandation de la troisième Conférence de navigation aérienne s'est traduite par l'institution par le Conseil, en 1957, du Comité de navigabilité, lequel était formé d'experts en navigabilité possédant une vaste expérience et désignés par les États contractants et les organisations internationales qui désiraient apporter leur contribution.

Politique actuelle en matière de navigabilité internationale. Une certaine préoccupation s'est manifestée à l'égard de la lenteur des progrès accomplis au cours des années dans l'élaboration de spécifications complémentaires de navigabilité sous la forme de méthodes acceptables de conformité (MAC). Il a été noté que la majorité des méthodes acceptables de conformité des Annexes 6 et 8 ont été élaborées en 1957 et s'appliquaient donc seulement aux types d'avions alors en exploitation. Aucun effort n'a été fait pour mettre à jour les spécifications figurant dans ces méthodes acceptables de conformité et le Comité de navigabilité n'a formulé aucune recommandation visant à confirmer l'une quelconque des méthodes acceptables de conformité provisoires (MACP) qui avaient été élaborées en vue d'être élevées au rang de MAC. La Commission de navigation aérienne a donc demandé au Comité de navigabilité d'analyser les progrès accomplis depuis sa création en vue de déterminer si les résultats recherchés avaient ou non été obtenus et de recommander toute modification de nature à améliorer l'élaboration de spécifications détaillées de navigabilité.

Lors de sa neuvième session (Montréal, novembre-décembre 1970), le Comité de navigabilité a procédé à une étude détaillée de ces problèmes et recommandé que l'on abandonne le principe qui consiste à élaborer des spécifications de navigabilité sous la forme de MAC et de MACP et que l'on envisage l'établissement et la publication par l'OACI d'un manuel technique de navigabilité qui contiendrait des éléments indicatifs destinés à faciliter l'élaboration, par les États contractants, de règlements nationaux de navigabilité présentant l'uniformité souhaitable.

La Commission de navigation aérienne a examiné les recommandations du Comité de navigabilité en tenant compte de l'historique de l'évolution de la politique en matière de navigabilité approuvée par le Conseil en 1956. Elle est parvenue à la conclusion que les objectifs et principes fondamentaux sur lesquels la politique de l'OACI en matière de navigabilité avait été fondée étaient raisonnables et ne nécessitaient aucune modification importante. Il a été admis en outre en conclusion que la lenteur des progrès réalisés dans l'élaboration de spécifications de navigabilité sous forme de MAC et de MACP était due principalement au caractère obligatoire que conférait aux MAC la déclaration suivante figurant dans l'avant-propos des quatrième et cinquième éditions de l'Annexe 8 :

« Le fait d'adopter un règlement qui donnerait un niveau de navigabilité sensiblement inférieur au niveau de la méthode acceptable de conformité constituerait une violation des normes complétées par cette méthode acceptable de conformité. »

Plusieurs méthodes ont été examinées par la Commission de navigation aérienne en vue d'éliminer cette difficulté. La Commission est parvenue finalement à la conclusion que l'on devrait abandonner l'idée d'élaborer des spécifications de navigabilité sous forme de MAC et de MACP et que l'OACI devrait déclarer que les obligations des États, en vertu de l'article 33 de la Convention, seront remplies s'ils respectent les normes générales de l'Annexe 8 complétées, selon les besoins, par des éléments indicatifs techniques de navigabilité dépourvus de tout caractère obligatoire explicite ou implicite. Il conviendrait en outre de conserver la spécification selon laquelle chaque État contractant devrait soit établir son propre règlement de navigabilité complet et détaillé, soit choisir un règlement complet et détaillé établi par un autre État contractant.

Le 15 mars 1972, le Conseil a approuvé la méthode ci-dessus comme base de la politique actuelle de l'OACI dans le domaine de la navigabilité. Conformément à cette politique :

a) l'objet des normes internationales de navigabilité est de définir, aux fins d'application par les autorités nationales compétentes, le niveau minimal de navigabilité qui doit servir de base internationale pour la reconnaissance par les États, aux termes de l'article 33 de la Convention, des certificats de navigabilité d'aéronefs étrangers qui survolent leur territoire ou y pénètrent, assurant ainsi, entre autres, la protection des autres aéronefs, des tiers et des biens ;

b) les normes élaborées pour répondre à l'objet exposé à l'alinéa a) sont considérées par le Conseil comme répondant, avec la portée et dans les détails nécessaires, à l'obligation imposée à l'Organisation, aux termes de l'article 37 de la Convention, d'adopter des normes internationales de navigabilité ;

c) il est reconnu que les normes internationales de navigabilité adoptées par le Conseil constituent le règlement international complet nécessaire pour donner effet aux droits et aux obligations qui découlent de l'article 33 de la Convention ;

d) les normes techniques de navigabilité de l'Annexe 8 seront présentées sous forme de spécifications générales exprimant les objectifs à atteindre plutôt que les moyens qui permettent d'atteindre lesdits objectifs ; l'OACI reconnaît que des règlements nationaux de navigabilité qui ont la portée et comportent les détails jugés indispensables par chaque État sont nécessaires pour servir de base à la certification par chaque État de la navigabilité de chaque aéronef ;

e) afin d'aider les États à appliquer les normes de l'Annexe 8 et à élaborer leurs règlements nationaux complets et détaillés de façon uniforme, des éléments indicatifs détaillés seront élaborés et publiés rapidement dans les langues de travail de l'Organisation.

Le Conseil a également approuvé la publication des éléments indicatifs de navigabilité sous le titre *Manuel technique de navigabilité*. Il était entendu que ces éléments indicatifs seraient examinés, avant leur publication, par la Commission de navigation aérienne. Ils ne devaient toutefois avoir aucun caractère officiel, leur principal objet étant de fournir aux États contractants les indications nécessaires à l'élaboration du règlement applicable de navigabilité mentionné au § 3.2.2 de la 2e partie de l'Annexe.

La Commission de navigation aérienne a élaboré un texte destiné à l'Annexe 8 et compatible avec la politique en matière de navigabilité internationale approuvée par le Conseil le 15 mars 1972.

Le tableau A indique l'origine 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 ou approuvés par le Conseil, ont pris effet et sont devenus applicables.

Le 6 juin 2000, la Commission de navigation aérienne a examiné, à la lumière de l'introduction du processus de certification de type, la recommandation du Groupe d'experts en maintien de la navigabilité et du Groupe d'étude sur la navigabilité visant à introduire le concept de certification de type. Elle a constaté que ce certificat, utilisé et connu à l'échelle

internationale, figurait déjà dans le *Manuel technique de navigabilité* (Doc 9051) et a conclu que son introduction complétait le processus de certification de type, harmonisant ainsi le texte de l'Annexe 8 avec l'utilisation qui en est faite dans le domaine de la navigabilité internationale.

Il a de plus été observé que l'État d'immatriculation, qui est chargé, en vertu de l'article 31 de la Convention, de la délivrance ou de la validation des certificats de navigabilité, et l'État de conception peuvent être deux États différents dont les responsabilités sont indépendantes. C'est pourquoi les conditions qui régissent la délivrance des certificats de type conformément aux dispositions pertinentes de l'Annexe 8 ne font pas partie des « normes minimales » qui régissent la délivrance ou la validation des certificats de navigabilité, si bien que leur validité est reconnue aux termes de l'article 33 de la Convention.

Le 7 octobre 2003, la Commission de navigation aérienne a examiné les recommandations du Groupe d'experts de la navigabilité et, suite à une observation selon laquelle les aéronefs de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 750 kg mais non à 5 700 kg effectuent de plus en plus de vols internationaux, elle est convenue d'inclure dans l'Annexe, pour la première fois, des normes de navigation applicables aux avions légers, rendant le texte de l'Annexe 8 compatible avec sa vocation internationale.

Le 21 novembre 2013, la Commission de navigation aérienne a examiné les recommandations du Groupe d'experts de la navigabilité et, suite à une observation selon laquelle les aéronefs de masse maximale au décollage certifiée inférieure à 750 kg effectuent de plus en plus de vols internationaux, elle est convenue de modifier les normes de navigabilité de l'Annexe 8 concernant les avions légers en abolissant la limite inférieure de masse au décollage, pour tenir compte de leur usage international, la date d'application de l'amendement étant le 7 mars 2021.

Domaine d'application

Le domaine d'application des normes est indiqué aux § 1.1, 2.1, 3.1, 4.1 et 6.1 de la partie II, et au § 1.1 des parties IIIA, IIIB, IVA, IVB, VA, VB, VI et VII. Les dates ont été fixées de manière à tenir compte des dispositions de l'article 41 de la Convention. Le Conseil a recommandé toutefois que l'on applique, dans toute la mesure possible, des dates antérieures.

Normes connexes de l'Annexe 6, partie 1. Le chapitre 5 de l'Annexe 6, partie 1, qui traite des limites d'emploi relatives aux performances des avions, contient des normes qui complètent les normes de navigabilité de l'Annexe 8. Ces deux séries de normes visent des objectifs généraux. Les normes du chapitre 5 de l'Annexe 6, partie 1, sont complétées par des éléments indicatifs publiés sous forme de suppléments (pages vertes) qui illustrent, par des exemples, le niveau de performances visé par les normes.

Le Conseil a prié instamment les États contractants de ne pas imposer aux avions étrangers un règlement d'exploitation autre que celui établi par l'État d'immatriculation, à condition que ce dernier règlement soit au moins aussi strict que les normes de l'Annexe 6, partie 1, chapitre 5, modifiée par l'Amendement n° 2, et du § 2.2 des partie IIIA, IIIB, IVB, VA et VB de l'Annexe 8.

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 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 sera adressée aux États contractants immédiatement après l'adoption de chaque amendement à l'Annexe.

Utilisation du texte de l'Annexe dans les règlements nationaux. Le 13 avril 1948, le Conseil a adopté une résolution qui appelle l'attention des États contractants sur l'opportunité d'introduire autant que possible dans leurs règlements nationaux le texte des normes de l'OACI qui revêtent un caractère de règlement, et d'indiquer les différences par rapport aux normes, notamment l'addition éventuelle de règlements nationaux importants pour la sécurité ou la régularité de la navigation aérienne. Dans toute la mesure possible, les dispositions de la partie II de la présente Annexe ont été rédigées de manière à faciliter leur incorporation, sans modification importante de rédaction, dans les règlements nationaux. Par contre, les dispositions des parties IIIA et IIIB de la présente Annexe sont applicables aux avions par l'intermédiaire de règlements nationaux plus complets et plus détaillés que les normes ; la résolution formulée par le Conseil, le 13 avril 1948, ne s'applique donc pas aux dispositions des parties IIIA et IIIB.

Renseignements sur les règlements nationaux qui établissent la conformité aux dispositions de l'Annexe. Les États sont invités à notifier à l'Organisation la date à partir de laquelle ils auront établi ou choisi le règlement applicable de navigabilité mentionné au § 3.2.2 de la partie II. Les États qui ont établi de tels règlements sont invités à communiquer une copie de ces règlements ou de leurs amendements ultérieurs, ainsi que toute documentation relative à l'interprétation de ces règlements. Les États qui ont choisi les règlements d'autres États contractants pour satisfaire aux dispositions du § 3.2.2 de la partie II sont invités à indiquer les règlements qu'ils comptent appliquer.

Emploi des éléments indicatifs du Manuel de navigabilité *(Doc 9760).* Les États contractants sont priés de noter que, en vue d'assurer une certaine uniformité des règlements nationaux, les éléments figurant dans le *Manuel de navigabilité* sont destinés à leur servir de guide dans l'élaboration de leurs règlements nationaux complets et détaillés. Ces éléments n'ont aucun caractère obligatoire et les États contractants sont parfaitement libres de s'en écarter soit dans le détail, soit dans les méthodes. Les États ne sont pas tenus non plus de notifier toute différence qui pourrait exister entre leurs règlements et usages nationaux et les éléments correspondants du Manuel.

Caractères des éléments de l'Annexe

Une Annexe peut comporter 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 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.

Choix de la langue

La présente Annexe a été adoptée en six langues — français, anglais, arabe, chinois, espagnol et russe. Chaque État contractant est invité à choisir l'un de ces textes en vue de son application sur le plan national et à toutes autres fins prévues dans la Convention soit sous forme originale, soit après traduction dans la langue nationale, et à notifier son choix à l'Organisation.

Règles de présentation

Pour bien faire ressortir le caractère de chaque énoncé, il a été décidé d'adopter la présentation suivante : les *normes* sont en romain, les *pratiques recommandées*, précédées de la mention **Recommandation,** sont en italique, de même que les *notes* dont le caractère est précisé par la mention *Note.*

Il y a lieu de noter par ailleurs que l'obligation exprimée par les normes a été rendue par le 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. 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.

Afin de garder à jour une édition complète de l'Annexe, les amendements les plus récents ont été incorporés dans une nouvelle édition et les dispositions qui comportent des dates d'application précises ont fait l'objet d'une modification rédactionnelle, selon qu'il convient.

Tableau A. Amendements de l'Annexe 8

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *— adoption* *— entrée en vigueur* *— application*
1re édition	1re et 2e sessions de la Division des certificats de navigabilité (1946 et 1947)	—	1er mars 1949 1er août 1949 1er septembre 1949
1 à 63 (2e édition)	3e et 4e sessions de la Division des certificats de navigabilité (1949 et 1951)	—	26 janvier 1950 1er janvier 1951 1er février 1951
64 à 83	3e et 4e sessions de la Division des certificats de navigabilité (1949 et 1951)	—	13 novembre 1951 15 avril 1952 15 mai 1952
84 (3e édition)	4e session de la Division des certificats de navigabilité (1951)	Incorporation d'un autre code de performances à titre de supplément.	2 décembre 1952 1er mai 1953 1er juin 1953
85 (4e édition)	3e Conférence de navigation aérienne (1956)	Texte révisé conformément à la nouvelle politique, approuvée par le Conseil, en matière de navigabilité internationale ; 3e partie de l'Annexe 8 limitée à des normes générales définissant les objectifs, accompagnés d'exemples plus détaillés du niveau de navigabilité visé, insérés sous le titre de Méthodes acceptables de conformité.	13 juin 1957 1er octobre 1957 1er décembre 1957 ou 13 juin 1960 selon la date de la demande de certification pour l'avion
86 (5e édition)	4e session du Comité de navigabilité	Amendement des normes concernant les feux de position et introduction de spécifications pour les feux anticollision.	13 décembre 1961 1er avril 1962 13 décembre 1964
87	Proposition du *Committee on the Extension to the Standard Atmosphere* des États-Unis	Définition révisée de l'atmosphère type.	12 novembre 1963 1er avril 1964 12 novembre 1966
88	Conséquence de l'Amendement no 2 de l'Annexe 7	Définition révisée du terme aéronef et révision des dispositions du § 2.2.3.2, alinéa b), de la 3e partie pour tenir compte des avions trimoteurs.	8 novembre 1967 8 mars 1968 22 août 1968
89	Conséquence de l'adoption de l'Annexe 16	Introduction d'un renvoi aux normes de certification acoustique qui figurent dans les Annexes 6 et 16.	2 avril 1971 2 août 1971 6 janvier 1972
90	9e session du Comité de navigabilité (1970)	Suppression, dans la 5e édition, de deux méthodes acceptables de conformité sur les performances des avions.	10 décembre 1971 10 avril 1972 7 décembre 1972
91 (6e édition)	Suite donnée par le Conseil à la 9e session du Comité de navigabilité	Nouveau texte en accord avec la politique révisée en matière de navigabilité ; suppression des Méthodes acceptables de conformité ; éléments indicatifs publiés désormais dans le *Manuel technique de navigabilité*.	16 mars 1973 30 juillet 1973 23 mai 1974

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *— adoption* *— entrée en vigueur* *— application*
92	10e session du Comité de navigabilité	Introduction de dispositions relatives à la communication de renseignements sur le maintien de la navigabilité ; addition d'une note concernant la location, l'affrètement et la banalisation d'aéronefs.	3 avril 1974 3 août 1974 27 février 1975
93	Étude de la Commission de navigation aérienne	Révision des dispositions relatives aux feux extérieurs d'aéronef afin de les aligner sur les nouvelles dispositions des Annexes 2 et 6.	22 mars 1982 22 juillet 1982 22 mars 1985
94 (7e édition)	14e session du Comité de navigabilité (1981)	Introduction d'une nouvelle disposition concernant les renseignements à communiquer sur les défauts, anomalies de fonctionnement, défectuosités et autres cas, et application des dispositions de l'Annexe 5 relatives aux unités du Système international (SI).	6 décembre 1982 6 avril 1983 24 novembre 1983
95 (8e édition)	Proposition des États ; études effectuées par le Conseil et par la Commission de navigation aérienne ; troisième réunion du Groupe HELIOPS	Extension de l'atmosphère type ; dispositions renforcées concernant la survie en cas d'écrasement et la protection contre les incendies ; introduction de dispositions relatives à la navigabilité pour les hélicoptères.	22 mars 1988 31 juillet 1988 22 mars 1991
96	Troisième réunion du Groupe d'experts en maintien de la navigabilité (CAP/3)	Introduction des responsabilités de l'État de conception et définition de ce dernier ; révision des responsabilités des parties intéressées par le transfert de renseignements relatifs au maintien de la navigabilité ; ajout de nouvelles exigences concernant la fourniture de renseignements relatifs à la maintenance.	22 mars 1994 25 juillet 1994 10 novembre 1994
97	Étude du Secrétariat, avec l'aide du Groupe d'étude ISAD	Modifications des caractéristiques de conception ; identification d'un emplacement de moindre risque pour une bombe et ajout d'un nouveau chapitre 11 contenant des dispositions relatives à la sûreté.	12 mars 1997 21 juillet 1997 6 novembre 1997 ; 12 mars 2000
98 (9e édition)	Cinquième réunion du Groupe d'experts en maintien de la navigabilité (CAP/5) ; études de la Commission de navigation aérienne	a) nouvelles définitions des termes principes des facteurs humains, performances humaines, maintenance, réparation, certificat de type ; b) restructuration de la partie II en quatre chapitres : Certificat de type, Production, Certificat de navigabilité et Maintien de la navigabilité ; c) révision des dispositions de la partie II compte tenu de l'introduction de la notion de certificat de type et contrôle de production ; d) restructuration de la 3e partie en partie IIIA (mêmes dispositions que celles qui figuraient dans la 3e partie de l'Annexe 8, huitième édition, y compris l'Amendement no 97, sauf pour les dispositions d'application et les renvois) et partie IIIB (nouvelle) ; e) révision des dispositions de la partie IIIB (ancienne 3e partie) concernant les performances, la stabilité, le contrôle et la protection contre l'incendie du compartiment de fret et nouvelles dispositions concernant l'environnement de la cabine, la métallisation, les atterrissages d'urgence, le brouillage électromagnétique, la protection contre le givrage et les logiciels systèmes ;	2 mars 2001 16 juillet 2001 2 mars 2004

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *— adoption* *— entrée en vigueur* *— application*
		f) établissement de la traduction en anglais des certificats de navigabilité ;	
		g) nouvelles dispositions concernant les facteurs humains ;	
		h) remplacement du titre de l'Annexe « Certificats de navigabilité d'aéronefs » par « Navigabilité des aéronefs », afin qu'il corresponde plus étroitement aux autres versions linguistiques.	
99	Études de la Commission de navigation aérienne	a) révision du titre de la partie IIIA ;	20 mai 2003 13 octobre 2003
		b) révision des dispositions relatives au domaine d'application des parties IIIA et IIIB, pour tenir compte de l'introduction de pratiques recommandées et faire en sorte que certaines dispositions ne s'appliquent qu'aux avions lourds de masse maximale au décollage certifiée et de capacité de sièges passagers spécifiées ;	20 mai 2006
		c) révision des dispositions des parties IIIA et IIIB relatives à la conception, à la construction et à la sûreté des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lesquels la demande de certification a été soumise respectivement le 12 mars 2000 ou après, ou le 2 mars 2004 ou après et adoption de pratiques recommandées pour les avions de masse maximale au décollage certifiée comprise entre 5 700 et 45 500 kg ;	
		d) introduction de pratiques recommandées relatives à l'application de mesures de sûreté aux avions effectuant des vols commerciaux intérieurs ;	
		e) introduction de dispositions de sûreté prescrivant une protection supplémentaire des cloisons, du plancher et du plafond pour tous les avions dont le poste de pilotage doit, en vertu de l'Annexe 6, être doté d'une porte approuvée offrant une protection supplémentaire ;	
		f) ajout, à la partie IIIB, de dispositions relatives aux renseignements et aux procédures d'utilisation concernant l'identification d'un emplacement de moindre risque pour une bombe.	
100 (10e édition)	Première réunion du Groupe d'experts de la navigabilité	a) nouvelles définitions : « à l'épreuve du feu », « catégorie A », « catégorie B », « dommage provenant d'une source discrète », « justification satisfaisante », « moteur » et « résistant au feu » ; nouvelle note à la définition « groupe(s) motopropulseur(s) le(s) plus défavorable(s) » ;	13 décembre 2004 13 avril 2005 13 décembre 2007
		b) modification de la définition de « réparation » ;	
		c) révision des dispositions de la partie II pour permettre l'insertion de nouvelles parties dans l'Annexe ; modification du chapitre 3 pour éclaircir les dispositions relatives aux limites d'emploi dans lesquelles un aéronef endommagé peut effectuer un vol non commercial jusqu'à un aérodrome où il peut être remis en état de navigabilité ; remaniement du chapitre 4 pour éclaircir les responsabilités des États ;	

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *— adoption* *— entrée en vigueur* *— application*
		d) révision des dispositions de la partie IIIA relatives au domaine d'application, aux limites d'emploi et à la vérification de la conformité ; e) révision des dispositions de la partie IIIB relatives au domaine d'application, aux limites d'emploi, à la performance, à la stabilité, à la structure, à la conception, à la construction, au groupe motopropulseur et aux limites d'emploi correspondantes, à la survivabilité en cas d'écrasement, à la sécurité de la cabine, à l'environnement opérationnel et aux facteurs humains ; f) restructuration de la partie IV en une partie IVA (mêmes dispositions que celles de la partie IV de l'Annexe 8, neuvième édition, Amendement n° 99 compris, sauf le domaine d'application et les renvois) et une partie IVB (nouvelle) ; g) insertion de nouvelles parties : Partie V — *Avions légers,* Partie VI — *Moteurs* et Partie VII — *Hélices*.	
101	Secrétariat	Élaboration de dispositions harmonisées relatives à la gestion de la sécurité, sur la mise en œuvre et la tenue de programmes nationaux de sécurité à partir du 18 novembre 2010 et l'obligation pour les organismes responsables de la conception de type ou de la construction d'aéronefs de mettre en œuvre un système de gestion de la sécurité à partir du 14 novembre 2013.	4 mars 2009 20 juillet 2009 18 novembre 2010 14 novembre 2013
102 (11e édition)	Recommandations de la douzième réunion du Groupe de travail plénier du Groupe d'experts de la navigabilité (AIRP/WG/WHL/12) ; proposition du Secrétariat visant à restructurer l'Annexe 8	a) introduction de nouvelles définitions pour l'harmonisation de la terminologie entre les Annexes 6 et 8 ; b) restructuration de l'Annexe 8 pour en aligner la présentation graphique et la structure sur celles d'autres Annexes ; c) intégration des meilleures pratiques actuelles de l'industrie, notamment mise à jour de la conception des aéronefs pour tenir compte des méthodes modernes, et spécification de la date d'application de chacune des normes de conception amendées.	24 février 2010 12 juillet 2010 18 novembre 2010 ; 24 février 2013
103	Secrétariat	L'amendement exige que les systèmes d'extinction/de protection incendie des moteurs, des groupes auxiliaires de puissance (GAP) et des toilettes des aéronefs soient conçus et construits en fonction de l'utilisation de produits de remplacement des halons comme agents extincteurs.	13 juin 2011 30 octobre 2011 31 décembre 2014
104	Réunion spéciale du Groupe d'experts en gestion de la sécurité (SMP/SM/1)	Transfert des dispositions relatives à la gestion de la sécurité à l'Annexe 19.	25 février 2013 15 juillet 2013 14 novembre 2013
105-A	Groupe d'experts de la navigabilité (AIRP), Équipe de travail sur la protection des informations sur la sécurité (SIP TF), première réunion du Groupe d'experts sur la gestion de la sécurité (SMP/1)	Dispositions visant à reconnaître les organismes responsables de la conception de type et la construction de moteurs et d'hélices afin d'appuyer l'élargissement de l'application des SGS auxdits organismes.	2 mars 2016 11 juillet 2016 10 novembre 2016

Amendement	*Origine*	*Objet*	*Dates :* *— adoption* *— entrée en vigueur* *— application*
105-B	Équipe spéciale sur le frottement des pistes (FTF) du Groupe d'experts de la conception et de l'exploitation technique des aérodromes (ADOP)	Utilisation d'un format de compte rendu mondial amélioré pour l'évaluation et la communication de l'état de surface des pistes.	2 mars 2016 11 juillet 2016 5 novembre 2020
106 (12e édition)	Troisième et quatrième réunions du Groupe d'experts de la navigabilité (AIRP/3 et 4) ; résolution A39-13 de l'Assemblée	Approbation et reconnaissance mondiale des organismes de maintenance agréés ; normes de conception ; dispositions relatives au maintien de la navigabilité ; remplacement des halons utilisés dans les systèmes d'extinction d'incendie des compartiments de fret ; dispositions relatives aux enregistrements électroniques de maintenance d'aéronefs.	7 mars 2018 16 juillet 2018 8 novembre 2018 7 mars 2021
107	Huitième séance de la 220e session du Conseil de l'OACI	Report de la date d'application de l'Amendement no 105-B : Amendement concernant l'utilisation d'un format de compte rendu mondial amélioré pour l'évaluation et la communication de l'état de surface des pistes.	19 juin 2020 30 septembre 2020 4 novembre 2021
108	Onzième réunion du Groupe d'experts des systèmes d'aéronef télépiloté (RPASP/11)	Exigences relatives aux avions télépilotés, aux hélicoptères télépilotés, aux postes de télépilotage (RPS) et aux liaisons C2, et modèle de certificat de navigabilité d'un RPA	1er mars 2021 12 juillet 2021 26 novembre 2026
109 (13e édition)	Sixième et septième réunions du Groupe d'experts de la navigabilité (AIRP/6 et AIRP/7) ; et Équipe spéciale sur la transférabilité transfrontières (XBT-TF)	a) responsabilités des États en cas de modifications et de réparations par des tiers, et système d'extinction d'incendie du compartiment fret ; b) maintenance des aéronefs par rapport au processus d'immatriculation, de radiation et de transfert d'immatriculation des aéronefs.	7 mars 2022 18 juillet 2022 3 novembre 2022
110	Dix-huitième réunion du Groupe d'experts des systèmes d'aéronef télépiloté (RPASP/18)	Exploitation internationale de systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) dans l'espace aérien contrôlé/les aérodromes contrôlés.	18 mars 2024 22 juillet 2024 26 novembre 2026

NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES INTERNATIONALES

PARTIE I. DÉFINITIONS

Dans les normes de la présente Annexe, qui portent sur la navigabilité des aéronefs, les termes suivants ont la signification indiquée ci-après :

Aéronef. Tout appareil qui peut se soutenir dans l'atmosphère grâce à des réactions de l'air autres que les réactions de l'air sur la surface de la terre.

Note.[††] *— Le terme « aéronef » englobe les aéronefs télépilotés.*

***Aéronef télépiloté (RPA)*[††].** Aéronef non habité piloté depuis un poste de télépilotage.

Aire d'approche finale et de décollage (FATO). Aire définie au-dessus de laquelle se déroule la phase finale de la manœuvre d'approche jusqu'au vol stationnaire ou jusqu'à l'atterrissage et à partir de laquelle commence la manœuvre de décollage. Lorsque la FATO est destinée aux hélicoptères exploités en classe de performances 1, l'aire définie comprend l'aire de décollage interrompu utilisable.

À l'épreuve du feu. Capable de tenir pendant 15 minutes à la chaleur engendrée par une flamme.

Note.— Les caractéristiques d'une flamme acceptable figurent dans la norme ISO 2685.

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

Approuvé. Accepté par un État contractant comme convenant à une fin particulière.

Atmosphère type. Atmosphère définie comme suit :

a) l'air est un gaz parfait sec ;

b) ses constantes physiques sont les suivantes :

— masse molaire moyenne au niveau de la mer :
$M_0 = 28{,}964\,420 \times 10^{-3}$ kg/mol

— pression atmosphérique au niveau de la mer :
$P_0 = 1\,013{,}250$ hPa

— température au niveau de la mer :
$t_0 = 15$ °C
$T_0 = 288{,}15$ K

[††] Applicable à compter du 26 novembre 2026.

— masse volumique au niveau de la mer :
$\rho_0 = 1{,}225\ 0\ kg/m^3$

— température de fusion de la glace :
$T_i = 273{,}15\ K$

— constante universelle des gaz parfaits :
$R^* = 8{,}314\ 32\ (J/mol)/K$

c) les gradients de température sont les suivants :

Altitude géopotentielle (km)		*Gradient de température (degrés Kelvin par kilomètre géopotentiel standard)*
de	*à*	
–5,0	11,0	–6,5
11,0	20,0	0,0
20,0	32,0	+1,0
32,0	47,0	+2,8
47,0	51,0	0,0
51,0	71,0	–2,8
71,0	80,0	–2,0

Note 1.— Le mètre géopotentiel standard a pour valeur 9,806 65 m^2/s^2.

Note 2.— Le Doc 7488 donne la relation entre les variables et contient des tableaux indiquant les valeurs correspondantes de la température, de la pression, de la densité et du géopotentiel.

Note 3.— Le Doc 7488 donne également les poids spécifiques, la viscosité dynamique, la viscosité cinématique et la vitesse du son aux diverses altitudes.

Avion. Aérodyne entraîné par un organe moteur et dont la sustentation en vol est obtenue principalement par des réactions aérodynamiques sur des surfaces qui restent fixes dans des conditions données de vol.

Catégorie A. En ce qui concerne les hélicoptères, appareil multimoteur intégrant les caractéristiques d'isolement de moteur et de système spécifiées à la partie IVB de l'Annexe 8 et capable d'opérations utilisant des données de décollage et d'atterrissage établies dans le cadre d'un concept de défaillance du moteur le plus défavorable qui assure une superficie désignée adéquate et des performances suffisantes pour poursuivre le vol ou interrompre le décollage en sécurité.

Catégorie B. En ce qui concerne les hélicoptères, appareil monomoteur ou multimoteur ne répondant pas aux critères de la catégorie A. Il n'est pas garanti qu'un hélicoptère de catégorie B pourra poursuivre son vol en sécurité en cas de panne moteur, et un atterrissage forcé est présumé.

***Certificat de type*†.** Document délivré par un État contractant pour définir la conception d'un type d'aéronef, de moteur ou d'hélice et pour certifier que cette conception est conforme au règlement applicable de navigabilité de cet État.

Note.— Certains États contractants délivrent un document équivalent au certificat de type pour les moteurs et les hélices.

† Applicable jusqu'au 25 novembre 2026.

***Certificat de type*†† .** Document délivré par un État contractant pour définir la conception d'un type d'aéronef, de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice et pour certifier que cette conception est conforme au règlement de navigabilité applicable de cet État.

Note 1††† *.— Certains États contractants délivrent un document équivalent au certificat de type pour les moteurs et les hélices.*

Note 2†† *.— Un document équivalent au certificat de type peut être délivré pour un poste de télépilotage.*

Charges limites. Charges maximales qui sont censées s'exercer dans les conditions d'utilisation prévues.

Charge ultime. Charge limite multipliée par le coefficient de sécurité approprié.

Coefficient de sécurité. Coefficient de calcul destiné à couvrir l'éventualité de charges plus élevées que les charges admises et les incertitudes du calcul et de la construction.

***Conception de type*† .** Ensemble de données et d'informations nécessaires à la définition d'un type d'aéronef, de moteur ou d'hélice aux fins de la détermination de la navigabilité.

***Conception de type*†† .** Ensemble de données et d'informations nécessaires à la définition d'un type d'aéronef, de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice aux fins de la détermination de la navigabilité.

***Conditions d'utilisation prévues*† .** Conditions révélées par l'expérience ou que l'on peut considérer logiquement comme susceptibles de se produire pendant le temps de service de l'aéronef, compte tenu des utilisations auxquelles l'aéronef est déclaré apte. Ces conditions sont celles qui se rapportent à l'état de l'atmosphère, à la topographie, au fonctionnement de l'aéronef, à l'efficacité du personnel et à tous les éléments dont dépend la sécurité de vol. Les conditions d'utilisation prévues ne comprennent pas :

a) les conditions extrêmes qui peuvent être effectivement évitées au moyen de procédures d'exploitation ;

b) les conditions extrêmes si rares que le fait d'exiger que les normes soient respectées dans ces conditions entraînerait un niveau de navigabilité plus élevé que le niveau nécessaire et pratiquement suffisant indiqué par l'expérience.

***Conditions d'utilisation prévues*†† .** Conditions révélées par l'expérience ou que l'on peut considérer logiquement comme susceptibles de se produire pendant le temps de service de l'aéronef et du poste de télépilotage, compte tenu des utilisations auxquelles l'aéronef ou le poste de télépilotage sont déclarés aptes. Ces conditions sont celles qui se rapportent à l'état de l'atmosphère, à la topographie, au fonctionnement de l'aéronef et du poste de télépilotage, à l'efficacité du personnel et à tous les éléments dont dépend la sécurité de vol. Les conditions d'utilisation prévues ne comprennent pas :

a) les conditions extrêmes qui peuvent être effectivement évitées au moyen de procédures d'exploitation ;

b) les conditions extrêmes si rares que le fait d'exiger que les normes soient respectées dans ces conditions entraînerait un niveau de navigabilité plus élevé que le niveau nécessaire et pratiquement suffisant indiqué par l'expérience.

Configuration (d'un avion). Combinaison particulière des positions des éléments mobiles (volets hypersustentateurs, train d'atterrissage, etc.) dont dépendent les caractéristiques aérodynamiques de l'avion.

***Détection et évitement*††** . Possibilité de voir, de prévoir ou de détecter les conflits de circulation ou tout autre danger et de prendre les mesures appropriées.

---

† Applicable jusqu'au 25 novembre 2026.
†† Applicable à compter du 26 novembre 2026.
††† À compter du 26 novembre 2026, la Note devient Note 1.

Dommage provenant d'une source discrète. Dommage structural susceptible de résulter d'un impact d'oiseau, d'une projection de débris résultant de la rupture d'une aube de soufflante, d'un moteur ou d'une machine tournant à haute énergie ou d'autres causes similaires.

En état de navigabilité†. État d'un aéronef, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce qui est conforme à son dossier technique approuvé et qui est en état d'être utilisé en toute sécurité.

En état de navigabilité††. État d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce qui est conforme à son dossier technique approuvé et qui est en état d'être utilisé en toute sécurité.

Enregistrements de maintenance. Enregistrements indiquant les détails des travaux de maintenance effectués sur un aéronef, un moteur, une hélice ou une pièce connexe.

État de conception. État qui a juridiction sur l'organisme responsable de la conception de type.

État de conception d'une modification. État qui a juridiction sur la personne ou l'organisme responsable de la conception de la modification ou de la réparation d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice.

État de construction†. État qui a juridiction sur l'organisme responsable de l'assemblage final d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice.

État de construction††. État qui a juridiction sur l'organisme responsable de l'assemblage final d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice.

État de liaison C2 nominale††. État du RPAS pendant lequel la performance de la liaison C2 est suffisante pour permettre au télépilote de gérer activement le vol dans de bonnes conditions de sécurité et de façon opportune compte tenu des conditions d'espace aérien et d'exploitation.

État de perte de la liaison C2††. État du RPAS dans lequel la performance de la liaison C2 s'est dégradée à la suite d'une interruption de la liaison C2 dont la durée a dépassé le temps de décision en cas de perte de la liaison C2, au point où il ne suffit pas d'autoriser le télépilote à gérer activement le vol en sécurité et de façon opportune.

État d'immatriculation. État sur le registre duquel l'aéronef est inscrit.

Note.— Dans le cas de l'immatriculation d'aéronefs d'un organisme international d'exploitation sur une base autre que nationale, les États qui constituent l'organisme sont tenus conjointement et solidairement d'assumer les obligations qui incombent, en vertu de la Convention de Chicago, à un État d'immatriculation. Voir à ce sujet la résolution du Conseil du 14 décembre 1967 sur la nationalité et l'immatriculation des aéronefs exploités par des organismes internationaux d'exploitation que l'on peut trouver dans le document intitulé Politique et éléments indicatifs sur la réglementation du transport aérien international *(Doc 9587).*

Facteur de charge. Rapport d'une charge définie au poids de l'aéronef, cette charge pouvant correspondre aux forces aérodynamiques, aux forces d'inertie ou aux réactions du sol.

Fiche de maintenance. Document qui contient une certification confirmant que les travaux de maintenance auxquels il se rapporte ont été effectués de façon satisfaisante conformément au règlement applicable de navigabilité.

Groupe motopropulseur. Système comprenant tous les moteurs, les éléments du système d'entraînement (le cas échéant) et les hélices (si elles sont installées), leurs accessoires, les éléments auxiliaires et les circuits de carburant et d'huile installés sur un aéronef, mais excluant les rotors des hélicoptères.

† Applicable jusqu'au 25 novembre 2026.

†† Applicable à compter du 26 novembre 2026.

Hélicoptère. Aérodyne dont la sustentation en vol est obtenue principalement par la réaction de l'air sur un ou plusieurs rotors qui tournent, entraînés par un organe moteur, autour d'axes sensiblement verticaux.

Note.— Certains États utilisent le terme « giravion » au lieu d'« hélicoptère ».

Hélicoptère de classe de performances 1. Hélicoptère exploité à des performances telles que, en cas de défaillance d'un moteur, il peut soit atterrir sur l'aire de décollage interrompu, soit poursuivre son vol en sécurité jusqu'à une aire d'atterrissage appropriée.

Hélicoptère de classe de performances 2. Hélicoptère exploité à des performances telles que, en cas de défaillance d'un moteur, il peut poursuivre son vol en sécurité, sauf lorsque cette défaillance intervient en deçà d'un point défini après le décollage ou au-delà d'un point défini avant l'atterrissage, auxquels cas un atterrissage forcé peut être nécessaire.

Hélicoptère de classe de performances 3. Hélicoptère exploité à des performances telles que, en cas de défaillance d'un moteur en un point quelconque du profil de vol, un atterrissage forcé doit être exécuté.

Interruption de la liaison C2†††. Toute situation temporaire pendant laquelle la liaison C2 est indisponible, discontinue, cause un retard excessif ou n'a pas une intégrité adéquate, mais dont la durée ne dépasse pas le temps de décision avant perte de la liaison C2.

Justification satisfaisante. Ensemble de documents ou d'activités qu'un État contractant accepte comme étant suffisant pour démontrer la conformité à un règlement de navigabilité.

Liaison C2†††. Liaison de données établie entre l'aéronef télépiloté et le poste de télépilotage aux fins de la gestion du vol.

Maintenance†. Exécution des tâches sur un aéronef, un moteur, une hélice ou une pièce connexe qui sont nécessaires au maintien de la navigabilité de l'aéronef, du moteur, de l'hélice ou de la pièce connexe. II peut s'agir de l'une quelconque ou d'une combinaison des tâches suivantes : révision, inspection, remplacement, correction de défectuosité et intégration d'une modification ou d'une réparation.

Maintenance††. Exécution des tâches sur un aéronef, un poste de télépilotage, un moteur, une hélice ou une pièce connexe qui sont nécessaires au maintien de la navigabilité de l'aéronef, du poste de télépilotage, du moteur, de l'hélice ou de la pièce connexe. II peut s'agir de l'une quelconque ou d'une combinaison des tâches suivantes : révision, inspection, remplacement, correction de défectuosité et intégration d'une modification ou d'une réparation.

Maintien de la navigabilité†. Ensemble de processus par lesquels un aéronef, un moteur, une hélice ou une pièce se conforment aux spécifications de navigabilité applicables et restent en état d'être utilisés en toute sécurité pendant toute leur durée de vie utile.

Maintien de la navigabilité††. Ensemble de processus par lesquels un aéronef, un poste de télépilotage, un moteur, une hélice ou une pièce se conforment aux spécifications de navigabilité applicables et restent en état d'être utilisés en toute sécurité pendant toute leur durée de vie utile.

Manuel des procédures de l'organisme de maintenance. Document approuvé par le responsable de l'organisme de maintenance qui précise la structure et les responsabilités en matière de gestion, le domaine de travail, la description des installations, les procédures de maintenance et les systèmes d'assurance de la qualité ou d'inspection de l'organisme.

Masse de calcul à l'atterrissage ou à l'amerrissage. Masse maximale de l'aéronef pour laquelle, aux fins du calcul de la structure, on admet que l'atterrissage ou l'amerrissage sera prévu.

---

† Applicable jusqu'au 25 novembre 2026.

†† Applicable à compter du 26 novembre 2026.

Masse de calcul au décollage. Masse maximale de l'aéronef pour laquelle, aux fins du calcul de la structure, on admet que le début du roulement ou de l'hydroplanage au décollage sera prévu.

Masse de calcul pour les évolutions au sol. Masse maximale de l'aéronef pour laquelle on calcule la structure à la charge susceptible de se produire pendant l'utilisation de l'aéronef au sol, avant le début du décollage.

Modification. Changement apporté à la conception de type d'un aéronef, d'un moteur ou d'hélices.

Note.— Une modification peut aussi inclure la réalisation de la modification, qui est un travail de maintenance devant faire l'objet d'une fiche de maintenance. D'autres éléments indicatifs sur la maintenance des aéronefs, modifications et réparations figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

Moteur. Appareil utilisé ou destiné à être utilisé pour propulser un aéronef. Il comprend au moins les éléments et l'équipement nécessaires à son fonctionnement et à sa conduite, mais exclut l'hélice/les rotors (le cas échéant).

Moteur(s) le(s) plus défavorable(s). Moteur(s) dont la défaillance a l'effet le plus défavorable sur les caractéristiques de l'aéronef dans le cas considéré.

Note.— Sur certains aéronefs, il peut y avoir plus d'un moteur répondant à cette définition. Dans leur cas, l'expression « moteur le plus défavorable » désigne un des moteurs les plus défavorables.

Organisme responsable de la conception de type†. Organisme qui détient le certificat de type ou un document équivalent délivré par un État contractant pour un aéronef, un moteur ou une hélice.

Organisme responsable de la conception de type††. Organisme qui détient le certificat de type ou un document équivalent délivré par un État contractant pour un aéronef, un poste de télépilotage, un moteur ou une hélice.

Performances humaines. Capacités et limites de l'être humain qui ont une incidence sur la sécurité et l'efficacité des opérations aéronautiques.

Poste de télépilotage (RPS)††. Composant du système d'aéronef télépiloté qui contient l'équipement utilisé pour conduire l'aéronef télépiloté.

Principes des facteurs humains. Principes qui s'appliquent à la conception, à la certification, à la formation, aux opérations et à la maintenance aéronautiques 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.

Qualité de service fournie (QoSD)††. Énoncé de la QoS réalisée ou fournie par le C2CSP à l'exploitant de RPAS.

Qualité de service requise (QoSR)††. Énoncé de la QoS exigée du C2CSP par l'exploitant de RPAS.

Note.— La QoSR peut être exprimée en termes descriptifs (critères) énumérés par ordre de priorité, chacun étant accompagné d'une valeur de performance privilégiée. Le C2CSP traduit ensuite ces termes en paramètres et métriques pertinents pour le service.

Règlement applicable de navigabilité†. Règlement de navigabilité complet et détaillé établi, adopté ou accepté par un État contractant pour la classe d'aéronefs, le moteur ou l'hélice considérés.

Règlement applicable de navigabilité††. Règlement de navigabilité complet et détaillé établi, adopté ou accepté par un État contractant pour la classe d'aéronefs, le poste de télépilotage, le moteur ou l'hélice considérés.

† Applicable jusqu'au 25 novembre 2026.

†† Applicable à compter du 26 novembre 2026.

Réparation. Remise d'un aéronef, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce connexe dans l'état de navigabilité qu'il a perdu par suite d'endommagement ou d'usure, conformément au règlement applicable de navigabilité.

Résistant au feu. Capable de tenir pendant 5 minutes à la chaleur engendrée par une flamme.

Note.— Les caractéristiques d'une flamme acceptable figurent dans la norme ISO 2685.

Spécification de la liaison C2†† . Performance minimale que l'équipement de liaison C2 assurera conformément aux exigences de conception applicables du système de navigabilité.

Surface d'atterrissage. Partie de la surface d'un aérodrome que l'administration de l'aérodrome a déclarée utilisable pour le roulement normal au sol des aéronefs atterrissant ou pour l'hydroplanage normal des hydroaéronefs amerrissant dans une direction donnée.

Surface de décollage. Partie de la surface d'un aérodrome que l'administration de l'aérodrome a déclarée utilisable pour le roulement normal au sol des aéronefs ou pour l'hydroplanage normal des hydroaéronefs décollant dans une direction donnée.

Système d'aéronef télépiloté (RPAS)†† . Aéronef télépiloté, poste ou postes de télépilotage connexes, liaison ou liaisons C2 nécessaires et tout autre composant spécifié dans la conception de type.

Temps de décision avant perte de la liaison C2†† . Temps maximal permis avant de déclarer une perte de la liaison C2 pendant lequel la performance de la liaison C2 n'est pas suffisante pour permettre au télépilote de gérer activement le vol dans de bonnes conditions de sécurité et de façon opportune compte tenu des conditions d'espace aérien et d'exploitation.

Transfert de commande†† . Passage de la commande du télépilotage d'un poste de télépilotage à un autre.

Transfert de connexion†† . Transfert de la voie de liaison de données active entre le RPS et le RPA de l'un des liens ou réseaux constituant la liaison C2 à un autre lien ou réseau constituant la liaison C2.

Type d'aéronef orphelin. Aéronef dont le certificat de type a été révoqué par l'État de conception et qui n'a plus d'État de conception désigné aux termes de l'Annexe 8. Les aéronefs de ce type ne satisfont pas aux normes de l'Annexe 8.

Validation (d'un certificat de navigabilité). Mesure prise par un État contractant lorsque, au lieu de délivrer un nouveau certificat de navigabilité, il reconnaît à un certificat délivré par un autre État contractant la valeur d'un certificat délivré par ses soins.

———————

†† Applicable à compter du 26 novembre 2026.

PARTIE II. PROCÉDURES RELATIVES À LA CERTIFICATION ET AU MAINTIEN DE LA NAVIGABILITÉ

Note.— La Convention relative à l'aviation civile internationale prescrit des fonctions que l'État d'immatriculation a, selon le cas, le droit ou le devoir d'exercer. L'Assemblée a toutefois reconnu, dans sa résolution A23-13, que l'État d'immatriculation peut se trouver dans l'impossibilité de s'acquitter convenablement de ses responsabilités dans le cas où un aéronef est loué, affrété ou banalisé, particulièrement sans équipage, par un exploitant d'un autre État. Dans la même résolution, elle a aussi reconnu que tant que l'article 83 bis *ne sera pas en vigueur, la Convention ne spécifie peut-être pas convenablement les droits et obligations de l'État de l'exploitant en pareil cas. En conséquence, le Conseil a demandé instamment que si, dans une telle situation, il se trouve dans l'impossibilité d'exercer convenablement les fonctions que lui impose la Convention, l'État d'immatriculation délègue à l'État de l'exploitant, par accord avec cet État, les fonctions qui lui incombent en sa qualité d'État d'immatriculation mais que l'État de l'exploitant peut exercer mieux que lui. Il était entendu que, jusqu'à ce que l'article 83* bis *de la Convention entre en vigueur, une telle mesure n'aurait qu'un objet pratique et qu'elle ne modifierait ni les dispositions de la Convention de Chicago qui prescrivent les obligations de l'État d'immatriculation, ni les droits ou obligations des États tiers. L'article 83* bis *étant entré en vigueur le 20 juin 1997, les arrangements de transfert porteront effet à l'égard des États contractants qui ont ratifié le protocole correspondant (Doc 9318) lorsque les conditions fixées dans l'article 83* bis *auront été remplies.*

CHAPITRE 1. CERTIFICATION DE TYPE

1.1 Domaine d'application

Les normes du présent chapitre sont applicables à tous les aéronefs, ainsi qu'aux moteurs et aux hélices qui font l'objet d'une certification de type distincte, pour lesquels la demande de certification a été soumise à un État contractant le 13 juin 1960 ou après. Toutefois :

a) les dispositions du § 1.4 de la présente partie ne seront applicables qu'aux types d'aéronefs pour lesquels une demande de certificat de type a été soumise à l'État de conception le 2 mars 2004 ou après cette date ;

b) les dispositions du § 1.4 de la présente partie ne seront applicables qu'aux types de moteurs ou d'hélices pour lesquels une demande de certificat de type a été soumise à l'État de conception le 10 novembre 2016 ou après cette date ;

c) les dispositions du § 1.2.6 de la présente partie ne seront applicables qu'aux types d'aéronefs pour lesquels une demande de certificat de type a été soumise à l'État de conception le 31 décembre 2014 ou après cette date ;

d) les dispositions du § 1.2.7 de la présente partie ne seront applicables qu'aux types d'aéronefs pour lesquels une demande de certificat de type a été soumise à l'État de conception le 28 novembre 2024 ou après cette date ;

e) les dispositions de la section 1.4 de la présente partie ne seront applicables qu'aux aéronefs télépilotés et au poste de télépilotage, s'ils ont fait l'objet d'une certification de type distincte, pour lesquels une demande de certificat de type a été soumise à l'État de conception le 26 novembre 2026 ou après cette date.

Note 1.— Jusqu'au 25 novembre 2026, normalement, le constructeur soumet une demande de certificat de type lorsqu'il prévoit de construire l'aéronef, le moteur ou l'hélice en série.

Note 1.— À compter du 26 novembre 2026, normalement, le constructeur soumet une demande de certificat de type lorsqu'il prévoit de construire l'aéronef, le poste de télépilotage, le moteur ou l'hélice en série.

Note 2.— Pour les avions de la partie VB, des éléments indicatifs sur les niveaux de sécurité appropriés en matière de navigabilité qui correspondent à des niveaux de risque acceptables figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

Note 3.— À compter du 26 novembre 2026, les dispositions de la présente partie appuient les SARP de l'Annexe 6, Partie 4 concernant l'exploitation des systèmes d'aéronef télépiloté.

1.2 Prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité

1.2.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, les prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité, que les États contractants utilisent pour la certification de type d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice, ou pour toute modification d'une telle certification de type, seront telles qu'y être conforme garantira la conformité aux normes de la présente partie et, le cas échéant, à celles des parties III, IV, V, VI ou VII de la présente Annexe.

1.2.1 À compter du 26 novembre 2026, les prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité, que les États contractants utilisent pour la certification de type d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice, ou pour toute modification d'une telle certification de type, seront telles qu'y être conforme garantira la conformité aux normes de la présente partie et, le cas échéant, à celles des parties III, IV, V, VI, VII, VIII, IX ou X de la présente Annexe.

1.2.2 **Recommandation.**— *Pour l'établissement du règlement applicable de navigabilité, il est recommandé d'appliquer une méthode de proportionnalité basée sur les risques.*

Note.— Pour les avions de la partie VB, des éléments indicatifs sur les niveaux de sécurité appropriés en matière de navigabilité qui correspondent à des niveaux de risque acceptables figurent dans le Doc 9760.

1.2.3 La conception ne sera pas à l'origine de caractéristiques ou d'éléments particuliers qui font qu'elle sera peu sûre dans les conditions d'utilisation prévues.

1.2.4 Jusqu'au 25 novembre 2026, lorsque les caractéristiques de conception d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice particuliers sont telles que l'une quelconque des prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité ou des normes des parties III, IV, V, VI ou VII est inappropriée, l'État contractant appliquera un règlement qui assurera un niveau de sécurité au moins équivalent.

1.2.4 À compter du 26 novembre 2026, lorsque les caractéristiques de conception d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice particuliers sont telles que l'une quelconque des prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité ou des normes des parties III, IV, V, VI, VII, VIII, IX ou X est inappropriée, l'État contractant appliquera un règlement qui assurera un niveau de sécurité au moins équivalent.

1.2.5 Jusqu'au 25 novembre 2026, lorsque les caractéristiques de conception d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice particuliers sont telles que l'une quelconque des prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité ou des normes des parties III, IV, V, VI ou VII est insuffisante, l'État contractant appliquera des spécifications supplémentaires dont il juge qu'elles assurent un niveau de sécurité au moins équivalent.

Note.— L'OACI a publié un Manuel de navigabilité *(Doc 9760) qui contient des éléments indicatifs.*

1.2.5 À compter du 26 novembre 2026, lorsque les caractéristiques de conception d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice particuliers sont telles que l'une quelconque des prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité ou des normes des parties III, IV, V, VI, VII, VIII, IX ou X est insuffisante, l'État contractant appliquera des spécifications supplémentaires dont il juge qu'elles assurent un niveau de sécurité au moins équivalent.

Note 1[1].— L'OACI a publié un Manuel de navigabilité *(Doc 9760) qui contient des éléments indicatifs.*

Note 2.— À compter du 26 novembre 2026, l'OACI a publié un Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019), qui contient des éléments indicatifs.*

1.2.6 Jusqu'au 25 novembre 2026, le dossier technique d'un aéronef visé par les parties IIIB, IVB, VA et VB de la présente Annexe prévoira l'utilisation d'agents extincteurs qui ne font pas partie des substances du Groupe II de l'Annexe A du *Protocole de Montréal relatif à des substances qui appauvrissent la couche d'ozone* (1987), énumérées dans la huitième édition du *Manuel du Protocole de Montréal relatif à des substances qui appauvrissent la couche d'ozone*, dans les systèmes d'extinction d'incendie des toilettes, des moteurs et des GAP.

Note.— Des renseignements sur les agents extincteurs figurent dans la Technical Note No. 1 — New Technology Halon Alternatives *du Comité des choix techniques pour les halons du PNUE, et dans le rapport de la FAA nº DOT/FAA/AR-99-63,* Options to the Use of Halons for Aircraft Fire Suppression Systems.

1.2.6 À compter du 26 novembre 2026, le dossier technique d'un aéronef visé par les parties IIIB, IVB, V, VIII et IX de la présente Annexe prévoira l'utilisation d'agents extincteurs qui ne font pas partie des substances du Groupe II de l'Annexe A du *Protocole de Montréal relatif à des substances qui appauvrissent la couche d'ozone* (1987), énumérées dans la huitième édition du *Manuel du Protocole de Montréal relatif à des substances qui appauvrissent la couche d'ozone*, dans les systèmes d'extinction d'incendie des toilettes, des moteurs et des GAP.

Note.— Des renseignements sur les agents extincteurs figurent dans la Technical Note No. 1 — New Technology Halon Alternatives *du Comité des choix techniques pour les halons du PNUE, et dans le rapport de la FAA nº DOT/FAA/AR-99-63,* Options to the Use of Halons for Aircraft Fire Suppression Systems.

1.2.7 La conception approuvée d'un aéronef aux termes de la partie IIIB de la présente Annexe utilisera des agents extincteurs qui ne sont pas énumérés dans le *Protocole de Montréal relatif à des substances qui appauvrissent la couche d'ozone* de 1987 comme indiqué dans la dixième édition du *Manuel du Protocole de Montréal relatif à des substances qui appauvrissent la couche d'ozone*, Annexe A, Groupe II, dans les systèmes d'extinction d'incendie des compartiments cargos.

Note.— Des renseignements sur les agents acceptables figurent dans le rapport du Comité des choix techniques pour les halons du PNUE, Technical Note No. 1 — New Technology Halon Alternatives (Note technique nº 1 — Nouvelle technologie des produits de remplacement des halons) *et dans le rapport de la FAA nº DOT/FAA/AR-11-31,* Options to the Use of Halons for Aircraft Fire Suppression Systems (Options pour l'utilisation des halons en vue de l'extinction des incendies d'aéronefs).

1.3 Vérification de la conformité aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité

1.3.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, un dossier technique approuvé, comprenant tous dessins, spécifications, rapports et documents justificatifs nécessaires, définira la conception de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice et montrera qu'il est conforme aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

Note.— L'approbation de la conception est facilitée, dans certains États, par l'agrément de l'organisme de conception.

1.3.1 À compter du 26 novembre 2026, un dossier technique approuvé, comprenant tous dessins, spécifications, rapports et documents justificatifs nécessaires, définira la conception de l'aéronef, du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice et montrera qu'il est conforme aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

1. À compter du 26 novembre 2026, la Note devient Note 1.

Note.— L'approbation de la conception est facilitée, dans certains États, par l'agrément de l'organisme de conception.

1.3.2 **Recommandation.**— *Il est recommandé que les États contractants mettent en équilibre les risques et la rigueur pour établir la conformité sur la base du niveau de risque acceptable déterminé pour le produit.*

Note.— Pour la certification de type des avions de la partie VB, des éléments indicatifs montrant comment les États peuvent mettre en équilibre les risques et la rigueur pour établir la conformité figurent dans le Doc 9760.

1.3.3 Jusqu'au 25 novembre 2026, l'aéronef, le moteur ou l'hélice seront soumis à toutes inspections et à tous essais au sol et en vol que l'État jugera nécessaires pour montrer que l'aéronef, le moteur ou l'hélice sont conformes aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

1.3.3 À compter du 26 novembre 2026, l'aéronef, le poste de télépilotage, le moteur ou l'hélice seront soumis à toutes inspections et à tous essais au sol et en vol que l'État jugera nécessaires pour montrer que l'aéronef, le moteur ou l'hélice sont conformes aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

1.3.4 Jusqu'au 25 novembre 2026, en plus de vérifier qu'un aéronef, un moteur ou une hélice sont conformes aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité, les États contractants prendront toutes les autres mesures qu'ils jugeront nécessaires pour garantir que l'approbation du dossier technique sera refusée si l'on sait, ou si l'on présume, que l'aéronef, le moteur ou l'hélice présentent des caractéristiques dangereuses que le règlement n'écarte pas expressément.

1.3.4 À compter du 26 novembre 2026, en plus de vérifier qu'un aéronef, un poste de télépilotage, un moteur ou une hélice sont conformes aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité, les États contractants prendront toutes les autres mesures qu'ils jugeront nécessaires pour garantir que l'approbation du dossier technique sera refusée si l'on sait, ou si l'on présume, que l'aéronef, le poste de télépilotage, le moteur ou l'hélice présentent des caractéristiques dangereuses que le règlement n'écarte pas expressément.

1.3.5 Jusqu'au 25 novembre 2026, un État contractant délivrera une approbation technique pour une modification, une réparation ou une pièce de rechange sur la base d'une justification satisfaisante que l'aéronef, le moteur ou l'hélice sont conformes au règlement de navigabilité qui a servi à la délivrance ou aux amendements du certificat de type de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice ou à un règlement ultérieur déterminé par l'État.

Note 1.— Si certaines réparations peuvent être effectuées en fonction de l'ensemble de prescriptions qui a été retenu pour la certification de type originale de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice et s'il peut être démontré qu'elles sont conformes à cet ensemble, pour d'autres, il sera peut-être nécessaire de faire la démonstration de conformité par rapport aux plus récentes prescriptions de certification applicables. Dans de tels cas, les États peuvent délivrer une approbation de conception de réparation en fonction de l'ensemble de prescriptions le plus récent qui s'applique au type d'aéronef, de moteur ou d'hélice considéré.

Note 2.— L'approbation technique d'une modification d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice est signifiée, dans certains États, par la délivrance d'un certificat de type supplémentaire ou d'un certificat de type amendé.

1.3.5 À compter du 26 novembre 2026, un État contractant délivrera une approbation technique pour une modification, une réparation ou une pièce de rechange sur la base d'une justification satisfaisante que l'aéronef, le poste de télépilotage, le moteur ou l'hélice sont conformes au règlement de navigabilité qui a servi à la délivrance ou aux amendements du certificat de type de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice ou à un règlement ultérieur déterminé par l'État.

Note 1.— Si certaines réparations peuvent être effectuées en fonction de l'ensemble de prescriptions qui a été retenu pour la certification de type originale de l'aéronef, le poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice et s'il peut être démontré qu'elles sont conformes à cet ensemble, pour d'autres, il sera peut-être nécessaire de faire la démonstration de conformité par rapport aux plus récentes prescriptions de certification applicables. Dans de tels cas, les États peuvent délivrer une approbation de conception de réparation en fonction de l'ensemble de prescriptions le plus récent qui s'applique au type d'aéronef, de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice considéré.

Note 2.— L'approbation technique d'une modification d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice est signifiée, dans certains États, par la délivrance d'un certificat de type supplémentaire ou d'un certificat de type amendé.

1.4 Délivrance d'un certificat de type

1.4.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, sur réception d'une justification satisfaisante de la conformité du type d'aéronef, de moteur ou d'hélice, s'ils sont certifiés séparément, aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité, l'État de conception délivrera un certificat de type définissant la conception et signifiant son approbation de la conception du type d'aéronef.

1.4.1 À compter du 26 novembre 2026, sur réception d'une justification satisfaisante de la conformité du type d'aéronef, de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice, s'ils sont certifiés séparément, aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité, l'État de conception délivrera un certificat de type définissant la conception et signifiant son approbation de la conception du type d'aéronef.

1.4.2 Jusqu'au 25 novembre 2026, un État contractant qui n'est pas l'État de conception délivrera un certificat de type pour un type d'aéronef, de moteur ou d'hélice donné sur la base d'une justification satisfaisante de la conformité du type d'aéronef, de moteur ou d'hélice aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

1.4.2 À compter du 26 novembre 2026, un État contractant qui n'est pas l'État de conception délivrera un certificat de type pour un type d'aéronef, de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice donné sur la base d'une justification satisfaisante de la conformité du type d'aéronef, de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

1.4.3 À compter du 26 novembre 2026, la certification de type de l'aéronef télépiloté englobera le poste de télépilotage et la liaison C2, qui sont définis dans les parties appropriées.

1.5 Suspension d'un certificat de type

1.5.1 Si l'État de conception prend, conformément aux procédures qu'il a établies, des mesures pour suspendre en totalité ou en partie un certificat de type d'aéronef, de moteur ou d'hélice :

a) il informera sans tarder les États contractants de la suspension, de la période d'application de la suspension, si elle est connue, du motif de la suspension et de toute mesure qu'il est recommandé de prendre si la nature de la suspension concerne la navigabilité du type d'aéronef, de moteur ou d'hélice considéré ;

b) s'il n'est pas aussi l'État de construction, il établira sans tarder avec cet État toute mesure que l'un et l'autre doivent prendre pour s'acquitter de leurs responsabilités respectives en matière de navigabilité au titre de l'accord ou de l'arrangement mis en place en application du § 2.4.5 de la présente partie.

1.5.2 Un État contractant qui, conformément au § 1.4.2 de la présente partie, a délivré un certificat de type d'aéronef, de moteur ou d'hélice sur la base du certificat de type délivré par l'État de conception informera sans tarder celui-ci s'il suspend le certificat de type équivalent qu'il a délivré.

1.5.3 Durant la période de la suspension notifiée en application des § 1.5.1 et 1.5.2, l'État de conception continuera de remplir ses obligations en matière de maintien de la navigabilité, obligations qui sont indiquées au chapitre 4 de la présente partie.

1.5.4 L'État de conception informera régulièrement les États contractants et, s'il y a lieu, l'État de construction de l'état de la suspension du certificat de type, ou leur notifiera le rétablissement du certificat.

1.6 Révocation d'un certificat de type

1.6.1 L'État de conception établira des procédures pour révoquer le certificat de type d'un aéronef si l'organisme responsable de la conception de type de cet aéronef restitue ou abandonne le certificat, ou cesse d'exister, et si, par conséquent, les responsabilités en matière de maintien de la navigabilité établies en vertu du chapitre 4 de la présente partie ne peuvent plus être remplies pour le type d'aéronef concerné en service. Ces procédures comprendront au moins les suivantes :

a) notification à tous les États contractants de l'intention de révoquer un certificat de type et de l'annulation proposée de l'approbation de production visée au § 2.4 de la présente partie ;

b) consultation avec les États d'immatriculation en vue de la collecte, de la définition et de l'établissement des spécifications de navigabilité supplémentaires jugées nécessaires au maintien de la navigabilité du type d'aéronef potentiellement orphelin.

1.6.2 Sauf pour des raisons concernant la sécurité immédiate d'un type d'aéronef, l'État de conception ne révoquera pas un certificat de type sans donner de notification préalable suffisante ni fournir d'indications aux États d'immatriculation qui auront la responsabilité finale du maintien de la navigabilité de l'aéronef orphelin inscrit sur leur registre.

1.6.3 L'État de conception notifiera aux États contractants et, s'il y a lieu, à l'État de construction, la révocation d'un certificat de type et la date à laquelle il cessera d'être l'État de conception désigné en vertu de l'Annexe 8.

1.7 Transfert d'un certificat de type

1.7.1 Pour le transfert d'un certificat de type, l'État de conception établira des procédures qui garantissent le maintien de la conformité du dossier technique approuvé du type d'aéronef, de moteur ou d'hélice avec le règlement applicable de navigabilité dans les cas suivants :

a) transfert dans lequel l'État de conception ne change pas ;

b) transfert dans lequel un autre État contractant devient l'État de conception.

1.7.2 Une fois le transfert effectué, l'État de conception délivrera ou renouvellera son certificat de type conformément au § 1.4.1 de la présente partie.

1.7.3 Lorsque l'État de construction d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice n'est pas aussi l'État de conception, il existera un accord ou un arrangement conformément aux dispositions des § 2.4.5 et 4.2.3 de la présente partie.

1.7.4 L'État de conception informera les États contractants du transfert du certificat de type et de l'organisme responsable de la conception de type aux fins des exigences du chapitre 4 de la présente partie relatives à la communication de renseignements en matière de maintien de la navigabilité.

Note.— Des éléments indicatifs sur le processus de transfert d'un certificat de type figurent dans le Doc 9760.

CHAPITRE 2. PRODUCTION

2.1 Domaine d'application

Jusqu'au 25 novembre 2026, les normes du présent chapitre sont applicables à la production de tous les aéronefs, moteurs et hélices et pièces connexes.

À compter du 26 novembre 2026, les normes du présent chapitre sont applicables à la production de tous les aéronefs, postes de télépilotage, moteurs et hélices et pièces connexes.

2.2 Production des aéronefs, des moteurs et des hélices[1]

Jusqu'au 25 novembre 2026, l'État de construction veillera à ce que chaque aéronef, moteur ou hélice, y compris les pièces connexes fabriquées par des sous-traitants ou des fournisseurs, soient en état de navigabilité au moment de leur mise à disposition.

À compter du 26 novembre 2026, l'État de construction veillera à ce que chaque aéronef, poste de télépilotage, moteur ou hélice, y compris les pièces connexes fabriquées par des sous-traitants ou des fournisseurs, soient en état de navigabilité au moment de leur mise à disposition.

2.3 Production des pièces d'aéronef

L'État contractant qui prend la responsabilité de la production de pièces d'aéronef fabriquées en vertu de l'approbation technique prévue au § 1.3.5 de la présente partie veillera à ce que ces pièces soient en état de navigabilité.

2.4 Approbation de la production

2.4.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, pour approuver la production d'un aéronef, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce connexe, l'État contractant ayant juridiction sur l'organisme responsable de la production :

a) examinera les données à l'appui et vérifiera les moyens et les processus de production pour déterminer si l'organisme constructeur s'est conformé aux spécifications de production applicables ;

b) veillera à ce que l'organisme constructeur a mis en place et peut maintenir un système qualité ou un système d'inspection de la production permettant de garantir que chaque aéronef, moteur, hélice ou pièce connexe produit par l'organisme constructeur ou par des sous-traitants ou des fournisseurs est en état de navigabilité au moment de la mise à disposition.

Note 1.— Normalement, la supervision de la production est facilitée par l'agrément de l'organisme constructeur.

1. À compter du 26 novembre 2026, la section 2.2 aura pour titre « Production d'aéronefs, de postes de télépilotage, de moteurs et d'hélices ».

Note 2.— Si l'État de construction n'est pas aussi l'État contractant où sont produites les pièces connexes, un accord ou un arrangement acceptable par les deux États peut être mis en place pour entériner les responsabilités de l'État de construction en ce qui concerne la supervision des organismes constructeurs des pièces connexes.

2.4.1 À compter du 26 novembre 2026, pour approuver la production d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce connexe, l'État contractant ayant juridiction sur l'organisme responsable de la production :

a) examinera les données à l'appui et vérifiera les moyens et les processus de production pour déterminer si l'organisme constructeur s'est conformé aux spécifications de production applicables ;

b) veillera à ce que l'organisme constructeur a mis en place et peut maintenir un système qualité ou un système d'inspection de la production permettant de garantir que chaque aéronef, poste de télépilotage, moteur, hélice ou pièce connexe produit par l'organisme constructeur ou par des sous-traitants ou des fournisseurs est en état de navigabilité au moment de la mise à disposition.

Note 1.— Normalement, la supervision de la production est facilitée par l'agrément de l'organisme constructeur.

Note 2.— Si l'État de construction n'est pas aussi l'État contractant où sont produites les pièces connexes, un accord ou un arrangement acceptable par les deux États peut être mis en place pour entériner les responsabilités de l'État de construction en ce qui concerne la supervision des organismes constructeurs des pièces connexes.

2.4.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que les États contractants mettent en équilibre les risques et la rigueur lorsqu'ils approuvent la production d'un aéronef ou d'une pièce d'aéronef sur la base du niveau de risque acceptable déterminé pour le produit et spécifié par l'État de conception.*

Note.— Pour l'approbation de production d'un avion ou d'une pièce d'avion de la partie VB, des éléments indicatifs montrant comment les États peuvent mettre en équilibre les risques et la rigueur pour établir la conformité figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

2.4.3 Jusqu'au 25 novembre 2026, l'organisme constructeur aura, pour chaque aéronef, moteur, hélice ou pièce connexe, un dossier technique approuvé, comme il est indiqué au § 1.3 de la présente partie, ou le droit d'accès, en vertu d'un accord ou d'un arrangement, aux renseignements du dossier technique applicables à la production.

2.4.3 À compter du 26 novembre 2026, l'organisme constructeur aura, pour chaque aéronef, poste de télépilotage, moteur, hélice ou pièce connexe, un dossier technique approuvé, comme il est indiqué au § 1.3 de la présente partie, ou le droit d'accès, en vertu d'un accord ou d'un arrangement, aux renseignements du dossier technique applicables à la production.

2.4.4 Jusqu'au 25 novembre 2026, il sera tenu des dossiers permettant d'établir l'origine de chaque aéronef, moteur, hélice ou pièce connexe, ainsi que sa correspondance avec les données techniques et de production approuvées.

Note.— L'origine d'un aéronef, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce connexe fait référence au constructeur, à la date de construction, au numéro de série ou à d'autres renseignements qui peuvent être retracés jusqu'au dossier de production correspondant.

2.4.4 À compter du 26 novembre 2026, il sera tenu des dossiers permettant d'établir l'origine de chaque aéronef, poste de télépilotage, moteur, hélice ou pièce connexe, ainsi que sa correspondance avec les données techniques et de production approuvées.

Note.— L'origine d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur, d'une hélice ou d'une pièce connexe fait référence au constructeur, à la date de construction, au numéro de série ou à d'autres renseignements qui peuvent être retracés jusqu'au dossier de production correspondant.

2.4.5 Jusqu'au 25 novembre 2026, si l'État de construction n'est pas aussi de l'État de conception, un accord ou un arrangement acceptable par les deux États sera mis en place pour :

a) garantir que l'organisme constructeur a le droit d'accès aux renseignements du dossier technique approuvé applicables à la production ;

b) établir les responsabilités de chaque État en ce qui concerne la conception, la construction et le maintien de la navigabilité de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice pour la période de l'accord ou de l'arrangement, y compris la période pendant laquelle l'État de conception suspend en totalité ou en partie le certificat de type du type d'aéronef concerné ;

c) annuler l'approbation de production au titre de la présente partie lorsque l'État de conception révoque le certificat de type du type d'aéronef concerné.

2.4.5 À compter du 26 novembre 2026, si l'État de construction n'est pas aussi de l'État de conception, un accord ou un arrangement acceptable par les deux États sera mis en place pour :

a) garantir que l'organisme constructeur a le droit d'accès aux renseignements du dossier technique approuvé applicables à la production ;

b) établir les responsabilités de chaque État en ce qui concerne la conception, la construction et le maintien de la navigabilité de l'aéronef, du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice pour la période de l'accord ou de l'arrangement, y compris la période pendant laquelle l'État de conception suspend en totalité ou en partie le certificat de type du type d'aéronef concerné ;

c) annuler l'approbation de production au titre de la présente partie lorsque l'État de conception révoque le certificat de type du type d'aéronef concerné.

CHAPITRE 3. CERTIFICAT DE NAVIGABILITÉ

Note.— L'expression « certificat de navigabilité » employée dans les présentes normes désigne le certificat de navigabilité indiqué à l'article 31 de la Convention.

3.1 Domaine d'application

Les normes du présent chapitre sont applicables à tous les aéronefs. Toutefois, les § 3.3 et 3.4 ne s'appliquent pas à tous les aéronefs dont le prototype a été soumis aux autorités nationales compétentes en vue de l'obtention d'un certificat avant le 13 juin 1960.

3.2 Admissibilité, délivrance et maintien de la validité d'un certificat de navigabilité

3.2.1 Un État contractant délivrera un certificat de navigabilité sur la base d'une justification satisfaisante de la conformité de l'aéronef aux prescriptions de conception du règlement applicable de navigabilité.

3.2.2 À compter du 26 novembre 2026, le certificat de navigabilité délivré à un aéronef télépiloté contiendra une justification de l'état de navigabilité du système d'aéronef télépiloté (RPAS), en tant que système complet, pour garantir qu'il est conforme à la conception de type et en état de fonctionner en sécurité.

3.2.2[1] Un État contractant délivrera ou validera un certificat de navigabilité dont il entend demander la reconnaissance aux termes de l'article 33 de la Convention relative à l'aviation civile internationale lorsqu'il a une justification satisfaisante que l'aéronef est conforme aux normes applicables de la présente Annexe par sa conformité au règlement applicable de navigabilité.

Note.— Certains États contractants facilitent la délivrance d'un « certificat de navigabilité spécial » ou d'un document similaire pour indiquer que l'aéronef ne répond pas aux normes de l'Annexe 8. Bien que non valide pour des vols internationaux, un tel document contient des conditions et des limitations qui peuvent être imposées par d'autres États contractants pour que l'aéronef reçoive l'approbation de voler à l'intérieur de leur territoire ou de le traverser.

3.2.3[1] Le certificat de navigabilité sera renouvelé ou restera en état de validité, selon les lois de l'État d'immatriculation, à condition que ce dernier exige que le maintien de la navigabilité de l'aéronef soit constaté au moyen de vérifications périodiques effectuées à des intervalles déterminés en tenant compte du temps d'utilisation et de la nature de cette utilisation, ou au moyen d'un système de vérifications approuvé par cet État et ayant un effet au moins équivalent.

3.2.4[1] Quand un aéronef ayant un certificat de navigabilité valide délivré par un État contractant sera inscrit sur le registre d'un autre État contractant, le nouvel État d'immatriculation pourra, en délivrant son certificat de navigabilité, considérer que le certificat de navigabilité précédent constitue une justification satisfaisante ou un élément de justification satisfaisant de la conformité de l'aéronef aux normes applicables de la présente Annexe du fait de sa conformité au règlement applicable de navigabilité.

1.. À compter du 26 novembre 2026, les § 3.2.2, 3.2.3, 3.2.4 et 3.2.5 seront renumérotés.

Note.— Certains États contractants facilitent le transfert d'aéronefs sur le registre d'un autre État en délivrant un « certificat de navigabilité pour l'exportation » ou un autre document intitulé de façon similaire. Bien que non valide pour l'exécution de vols, un tel document constitue une confirmation de l'État d'exportation que l'aéronef a récemment subi avec succès un examen de son état de navigabilité. Des éléments indicatifs sur la délivrance d'un « certificat de navigabilité pour l'exportation » figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

3.2.5[2] Quand un État d'immatriculation validera un certificat de navigabilité délivré par un autre État contractant au lieu de délivrer son propre certificat de navigabilité, il établira la validité au moyen d'une autorisation appropriée destinée à accompagner l'ancien certificat de navigabilité, dans laquelle il indique accepter celui-ci comme l'équivalent de son propre certificat de navigabilité. La validité de l'autorisation ne dépassera pas la période de validité du certificat de navigabilité rendu valide. L'État d'immatriculation veillera à ce que le maintien de la navigabilité de l'aéronef soit déterminé conformément aux dispositions du § 3.2.3.

3.3 Modèle de certificat de navigabilité

3.3.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, le certificat de navigabilité donnera les renseignements indiqués dans le modèle ci-après, auquel il sera conforme dans l'ensemble (voir figure 1).

3.3.1 À compter du 26 novembre 2026, le certificat de navigabilité de tous les aéronefs, sauf les aéronefs télépilotés (RPA), donnera les renseignements indiqués dans le modèle ci-après, auquel il sera conforme dans l'ensemble (voir figure 1).

3.3.1.1 À compter du 26 novembre 2026, le certificat de navigabilité de tous les aéronefs télépilotés (RPA) donnera les renseignements indiqués dans le modèle ci-après, auquel il sera conforme dans l'ensemble (voir figure 2).

3.3.2 Les certificats de navigabilité établis dans une autre langue que l'anglais contiendront une traduction en anglais.

Note.— L'article 29 de la Convention relative à l'aviation civile internationale dispose que tous les aéronefs employés à la navigation internationale doivent avoir à bord leur certificat de navigabilité.

3.4 Renseignements relatifs à l'aéronef — Limites d'emploi

Chaque aéronef sera doté d'un manuel de vol, de plaques indicatrices ou de documents indiquant les limites d'emploi approuvées dans lesquelles l'aéronef est jugé en état de navigabilité, conformément aux dispositions du règlement applicable de navigabilité et comportant les instructions et renseignements complémentaires nécessaires à la sécurité d'utilisation.

Note.— À compter du 26 novembre 2026, les renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation du RPA comprennent les renseignements applicables au poste de télépilotage (RPS) et à la liaison C2.

3.5 Perte temporaire de la navigabilité

Si un aéronef n'est pas maintenu en état de navigabilité conformément aux dispositions du règlement applicable de navigabilité, cet aéronef ne pourra être utilisé que lorsqu'il aura été remis en état de navigabilité.

2.. À compter du 26 novembre 2026, les § 3.2.2, 3.2.3, 3.2.4 et 3.2.5 seront renumérotés.

Note.— À compter du 26 novembre 2026, dans le cas d'un aéronef télépiloté qui doit être remis en état de navigabilité, cette disposition s'applique au RPS du RPA, à la ou aux liaisons C2 requises et à tout autre composant défini dans le règlement applicable de navigabilité.

3.6 Cas d'un aéronef endommagé

3.6.1 Dans le cas d'un aéronef endommagé, l'État d'immatriculation jugera si les dégâts sont tels que l'aéronef n'est plus en état de navigabilité, aux termes du règlement applicable de navigabilité.

3.6.2 Si les dégâts se produisent ou sont constatés lorsque l'aéronef se trouve sur le territoire d'un État contractant autre que l'État d'immatriculation, les autorités de cet État auront le droit d'empêcher l'aéronef de reprendre son vol, à condition d'en aviser immédiatement l'État d'immatriculation en lui communiquant tous les renseignements nécessaires pour lui permettre de formuler le jugement mentionné au § 3.6.1.

3.6.3 Si l'État d'immatriculation considère que les dégâts sont tels que l'aéronef n'est plus en état de navigabilité, il interdira à cet aéronef de reprendre son vol jusqu'à ce qu'il soit remis en état de navigabilité. Toutefois, l'État d'immatriculation pourra, dans des cas exceptionnels, prescrire des limites d'emploi spéciales dans lesquelles l'aéronef pourra effectuer un vol non commercial jusqu'à un aérodrome où il sera remis en état de navigabilité. Lors de la prescription des limites d'emploi en question, l'État d'immatriculation tiendra compte de toutes les limitations proposées par l'État contractant qui, en application du § 3.6.2, a empêché l'aéronef de reprendre son vol. Cet État contractant autorisera ce vol, ou les vols envisagés, dans les limites prescrites.

3.6.4 Si l'État d'immatriculation considère que les dégâts ne sont pas tels que l'aéronef n'est plus en état de navigabilité, l'aéronef sera autorisé à reprendre son vol.

*	*État d'immatriculation* *Service de délivrance*	*

CERTIFICAT DE NAVIGABILITÉ

1. Marque de nationalité et d'immatriculation	2. Constructeur et désignation de l'aéronef donnée par le constructeur**	3. Numéro de série de l'aéronef
. . . . .	. . . . .	. . . . .
. . . . .	. . . . .	. . . . .

4. Catégories et/ou exploitation*** . . . . . .

5. Le présent certificat de navigabilité est délivré à l'aéronef ci-dessus désigné, conformément à la Convention relative à l'aviation civile internationale, en date du 7 décembre 1944 et à † . . . . . ; cet aéronef est jugé en état de navigabilité lorsqu'il est entretenu et utilisé conformément aux textes précités et aux limites d'emploi applicables.

Délivré le . . . . . Signature . . . . . .

† Indication du règlement applicable de navigabilité.

6. ****

* Espace réservé à l'État d'immatriculation.

** La désignation constructeur doit comporter le type et le modèle de l'aéronef.

*** Cet espace est normalement utilisé pour indiquer la base de la certification, c'est-à-dire le règlement de certification, qui a servi à déterminer la conformité de l'aéronef et/ou la catégorie d'exploitation permise de l'aéronef (transport aérien commercial, travail aérien ou transport privé).

**** Cet espace sera utilisé soit pour les visas périodiques (donnant la date d'expiration), soit pour une mention attestant que l'entretien de l'aéronef est effectué au moyen d'un système de vérification permanente.

Figure 1

*	*État d'immatriculation* *Service de délivrance*	*

CERTIFICAT DE NAVIGABILITÉ – RPA

1. Marques de nationalité et d'immatriculation	2. Constructeur de l'aéronef télépiloté (RPA) et désignation donnée au RPA par le constructeur**	3. Numéro de série de l'aéronef télépiloté
. . . . .	. . . . .	. . . . .
. . . . .	. . . . .	. . . . .

4. Type(s) et/ou modèle(s) de poste de télépilotage (RPS)	5. Liaison(s) pour le RPA [liaison(s) C2]***
. . . . .	. . . . .
. . . . .	. . . . .

6. Catégories et/ou exploitation**** . . . . . .

7. Le présent certificat de navigabilité est délivré à l'aéronef télépiloté ci-dessus désigné, conformément à la Convention relative à l'aviation civile internationale, en date du 7 décembre 1944 et à † . . . . . ; cet aéronef est jugé en état de navigabilité lorsqu'il est entretenu et utilisé conformément aux textes précités et aux limites d'emploi applicables.

Délivré le . . . . . Signature . . . . . .

† Indication du règlement applicable de navigabilité.

8. *****

* Espace réservé à l'État d'immatriculation.

** La désignation constructeur doit comporter le type et le modèle de l'aéronef télépiloté (RPA).

*** Cet espace devrait indiquer la ou les liaisons C2 qui peuvent être utilisées pour la commande et le contrôle du RPA conformément au règlement de certification et pour utiliser le RPA en respectant les limites d'emploi spécifiées.

**** Cet espace est normalement utilisé pour indiquer la base de la certification, c'est-à-dire le règlement de certification, qui a servi à déterminer la conformité du RPA et/ou la catégorie d'exploitation permise (transport aérien commercial, travail aérien ou transport privé).

***** Cet espace sera utilisé soit pour les visas périodiques (donnant la date d'expiration), soit pour une mention attestant que l'entretien du RPA est effectué au moyen d'un système de vérification permanente.

Figure 2[3]

3. À compter du 26 novembre 2026, *insérer* la nouvelle figure 2 au chapitre 3, de la Partie 2 de l'Annexe 8.

CHAPITRE 4. MAINTIEN DE LA NAVIGABILITÉ

4.1 Domaine d'application

Jusqu'au 25 novembre 2026, les normes du présent chapitre sont applicables à tous les aéronefs, moteurs, hélices et pièces connexes.

À compter du 26 novembre 2026, les normes du présent chapitre sont applicables à tous les aéronefs, postes de télépilotage, moteurs, hélices et pièces connexes.

4.2 Responsabilités des États contractants en ce qui concerne le maintien de la navigabilité

Note 1[1]*.—. Des éléments indicatifs sur les spécifications de maintien de la navigabilité figurent dans le* Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

Note 2.— À compter du 26 novembre 2026, des éléments indicatifs sur les spécifications de maintien de la navigabilité applicables expressément aux systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) figurent dans le Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

4.2.1 État de conception

4.2.1.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, l'État de conception d'un aéronef :

a) communiquera à tous les États contractants qui, conformément au § 4.2.4.1, alinéa a), l'ont informé avoir inscrit l'aéronef sur leur registre, et à tout autre État contractant, sur demande, tous les renseignements d'application générale qu'il estime nécessaires au maintien de la navigabilité et à la sécurité de l'utilisation de l'aéronef, y compris ses moteurs et, le cas échéant, ses hélices (ci-après appelés renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité), ainsi que la notification de la suspension ou de la révocation d'un certificat de type ;

Note 1.— L'expression « renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité » vise les conditions obligatoires de modification, de remplacement de pièces ou d'inspection de l'aéronef et d'amendement des limites et procédures d'emploi. Parmi ces renseignements se trouvent ceux qui sont publiés par les États contractants sous forme de consignes de navigabilité.

Note 2.— La Circulaire 95 — Maintien de la navigabilité des aéronefs en service *contient les renseignements nécessaires pour aider les États contractants à se mettre en rapport avec les autorités compétentes d'autres États contractants, en vue d'assurer le maintien de l'état de navigabilité des aéronefs en service.*

Note 3.— S'il estime que les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité communiqués précédemment par l'État de conception du moteur ou de l'hélice en application du § 4.2.1.2 répondent pleinement à une question de maintien de la navigabilité, l'État de conception de l'aéronef n'a pas besoin de retransmettre ces renseignements aux États contractants qui ont déjà été informés.

1. À compter du 26 novembre 2026, la Note devient Note 1.

b) s'il s'agit d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg ou d'un hélicoptère dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, veillera à ce qu'il existe un système permettant :

1) de recevoir les renseignements communiqués conformément au § 4.2.4.1, alinéa g) ;

2) de décider s'il est nécessaire de prendre des mesures de navigabilité et à quel moment ;

3) d'élaborer les mesures de navigabilité nécessaires ;

4) de diffuser les renseignements sur ces mesures, y compris les renseignements visés au § 4.2.1.1, alinéa a) ;

c) s'il s'agit d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg, veillera à ce qu'il existe un programme de maintien de l'intégrité structurale pour assurer la navigabilité de l'avion. Le programme contiendra des renseignements précis concernant la prévention et le contrôle de la corrosion.

4.2.1.1 À compter du 26 novembre 2026, l'État de conception d'un aéronef :

a) communiquera à tous les États contractants qui, conformément au § 4.2.4.1, alinéa a), l'ont informé avoir inscrit l'aéronef sur leur registre, et à tout autre État contractant, sur demande, tous les renseignements d'application générale qu'il estime nécessaires au maintien de la navigabilité et à la sécurité de l'utilisation de l'aéronef, y compris le poste de télépilotage associé, les moteurs et, le cas échéant, les hélices (ci-après appelés renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité) ;

Note 1.— L'expression « renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité » vise les conditions obligatoires de modification, de remplacement de pièces ou d'inspection de l'aéronef et d'amendement des limites et procédures d'emploi. Parmi ces renseignements se trouvent ceux qui sont publiés par les États contractants sous forme de consignes de navigabilité.

Note 2.— La Circulaire 95 — Maintien de la navigabilité des aéronefs en service *contient les renseignements nécessaires pour aider les États contractants à se mettre en rapport avec les autorités compétentes d'autres États contractants, en vue d'assurer le maintien de l'état de navigabilité des aéronefs en service.*

Note 3.— S'il estime que les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité communiqués précédemment par l'État de conception du poste de télépilotage du moteur ou de l'hélice en application du § 4.2.1.2 répondent pleinement à une question de maintien de la navigabilité, l'État de conception de l'aéronef n'a pas besoin de retransmettre ces renseignements aux États contractants qui ont déjà été informés.

b) s'il s'agit d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg ou d'un hélicoptère dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, veillera à ce qu'il existe un système permettant :

1) de recevoir les renseignements communiqués conformément au § 4.2.4.1, alinéa g) ;

2) de décider s'il est nécessaire de prendre des mesures de navigabilité et à quel moment ;

3) d'élaborer les mesures de navigabilité nécessaires ;

4) de diffuser les renseignements sur ces mesures, y compris les renseignements visés au § 4.2.1.1, alinéa a) ;

c) s'il s'agit d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg, veillera à ce qu'il existe un programme de maintien de l'intégrité structurale pour assurer la navigabilité de l'avion. Le programme contiendra des renseignements précis concernant la prévention et le contrôle de la corrosion.

d) à compter du 26 novembre 2026, veillera à ce que, dans le cas d'un avion télépiloté ou d'un hélicoptère télépiloté, il existe un système pour :

1) recevoir les renseignements communiqués en application du § 4.2.4.1, alinéa g) ;

2) décider si des mesures de navigabilité sont nécessaires et quand elles doivent être prises ;

3) élaborer les mesures de navigabilité nécessaires ;

4) diffuser les renseignements sur ces mesures, y compris les renseignements visés à l'alinéa a) du § 4.2.1.1 ;

e) à compter du 26 novembre 2026, veillera à ce que, dans le cas d'un avion télépiloté et d'un hélicoptère télépiloté, il existe un programme de maintien de l'intégrité structurale adapté à la masse et à la catégorie d'exploitation de l'avion ou de l'hélicoptère pour assurer la navigabilité de l'appareil. S'il y a lieu, le programme contiendra des renseignements précis concernant la prévention et le contrôle de la corrosion.

4.2.1.2 Jusqu'au 25 novembre 2026, s'il n'est pas aussi l'État de conception de l'aéronef, l'État de conception d'un moteur ou d'une hélice :

a) communiquera tous les renseignements relatifs au maintien de la navigabilité à l'État de conception de l'aéronef et à tout autre État contractant, sur demande ;

Note.— Bien que la responsabilité globale de la communication des renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité incombe à l'État de conception de l'aéronef, il est reconnu que certains États de conception de moteur ou d'hélice communiquent de tels renseignements directement aux États d'immatriculation et aux autres États contractants. Cette pratique offre l'avantage d'accélérer la mise à disposition des renseignements et de traiter ces renseignements de la façon normale conformément au § 4.2.4.1, alinéa d). Cependant, si l'État de conception de l'aéronef communique par la suite des renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité en sus des renseignements communiqués par l'État de conception du moteur ou de l'hélice, les renseignements provenant de l'État de conception de l'aéronef doivent avoir préséance en cas d'incompatibilité.

b) s 'assurera que, dans le cas de moteurs et d'hélices équipant des avions de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 5 700 kg et de moteurs équipant des hélicoptères de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 3 175 kg, il existe un système pour :

1) recevoir l'information communiquée en application du § 4.2.4.1, alinéa g) ;

2) décider si des mesures en matière de navigabilité sont nécessaires et quand elles doivent être prises ;

3) élaborer les mesures en matière de navigabilité qui sont nécessaires.

4.2.1.2 À compter du 26 novembre 2026, s'il n'est pas aussi l'État de conception de l'aéronef, l'État de conception d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice :

a) communiquera tous les renseignements relatifs au maintien de la navigabilité à l'État de conception de l'aéronef et à tout autre État contractant, sur demande ;

Note.— Bien que la responsabilité globale de la communication des renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité incombe à l'État de conception de l'aéronef, il est reconnu que certains États de conception de poste de télépilotage, de moteur ou d'hélice communiquent de tels renseignements directement aux États d'immatriculation et aux autres États contractants. Cette pratique offre l'avantage d'accélérer la mise à disposition des renseignements et de traiter ces renseignements de la façon normale conformément au § 4.2.4.1, alinéa d). Cependant, si l'État de conception de l'aéronef communique par la suite des renseignements obligatoires

relatifs au maintien de la navigabilité en sus des renseignements communiqués par l'État de conception du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice, les renseignements provenant de l'État de conception de l'aéronef doivent avoir préséance en cas d'incompatibilité.

b) s 'assurera que, dans le cas de moteurs et d'hélices équipant des avions télépilotés, des hélicoptères télépilotés, des avions de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 5 700 kg des hélicoptères de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 3 175 kg, et de postes de télépilotage utilisés en intégration avec des avions télépilotés ou des hélicoptères télépilotés, il existe un système pour :

1) recevoir l'information communiquée en application du § 4.2.4.1, alinéa g) ;

2) décider si des mesures en matière de navigabilité sont nécessaires et quand elles doivent être prises ;

3) élaborer les mesures en matière de navigabilité qui sont nécessaires.

4.2.1.3 Jusqu'au 25 novembre 2026, s'il n'est pas aussi l'État de conception de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice modifié, l'État de conception d'une modification transmettra les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité à tous les États sur les registres desquels est inscrit l'aéronef modifié.

4.2.1.3 À compter du 26 novembre 2026, s'il n'est pas aussi l'État de conception de l'aéronef, du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice modifié, l'État de conception d'une modification transmettra les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité à tous les États sur les registres desquels est inscrit l'aéronef modifié.

4.2.1.4 Jusqu'au 25 novembre 2026, si, dans le cas d'un aéronef, d'un moteur ou d'une hélice donnés, l'État de construction n'est pas aussi l'État de conception, celui-ci veillera à ce qu'il y ait un accord acceptable par les deux États pour garantir que l'organisme constructeur coopère avec l'organisme responsable de la conception de type à l'analyse de l'information sur la conception, la construction et l'utilisation de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice.

Note.— Des éléments indicatifs sur la façon d'interpréter l'expression « organisme responsable de la conception de type » figurent dans le Doc 9760.

4.2.1.4 À compter du 26 novembre 2026, si, dans le cas d'un aéronef, d'un poste de télépilotage, d'un moteur ou d'une hélice donnés, l'État de construction n'est pas aussi l'État de conception, celui-ci veillera à ce qu'il y ait un accord acceptable par les deux États pour garantir que l'organisme constructeur coopère avec l'organisme responsable de la conception de type à l'analyse de l'information sur la conception, la construction et l'utilisation de l'aéronef, du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice.

Note.— Des éléments indicatifs sur la façon d'interpréter l'expression « organisme responsable de la conception de type » figurent dans le Doc 9760.

4.2.1.5 L'État de conception veillera à ce que les informations sensibles concernant la sûreté de l'aviation ne soient pas transmises dans les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité.

4.2.1.6 L'État de conception veillera à ce que les informations sensibles concernant la sûreté de l'aviation soient transmises de façon sécurisée à l'autorité compétente des États d'immatriculation conformément aux dispositions de l'Annexe 17 — *Sûreté de l'aviation — Protection de l'aviation civile internationale contre les actes d'intervention illicite.*

Note.— Des éléments indicatifs sur la transmission sécurisée des informations sensibles concernant la sûreté de l'aviation figurent dans le Doc 9760.

4.2.2 État de conception d'une modification

4.2.2.1 Si l'État de conception d'une modification est aussi l'État de conception de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice, l'État suivra les instructions énoncées au § 4.2.1.

4.2.2.2 S'il n'est pas aussi l'État de conception de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice, l'État de conception d'une modification :

a) disposera d'un système permettant de mettre à la disposition de chaque État contractant tous renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité se rapportant à la modification ou à la réparation ;

b) s'il s'agit de la modification ou de la réparation d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg ou d'un hélicoptère dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, veillera à ce qu'il existe un système permettant :

   1) de recevoir les renseignements communiqués conformément au § 4.2.4.1, alinéa g) ;

   2) de décider s'il est nécessaire de prendre des mesures de navigabilité et à quel moment ;

   3) d'élaborer les mesures de navigabilité nécessaires ;

   4) de diffuser les renseignements sur ces mesures, y compris les renseignements visés au § 4.2.2.2, alinéa a) ;

c) veillera à ce que tous les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il a établis en qualité d'État de conception d'une modification pour l'aéronef, le moteur ou l'hélice en question soient communiqués à l'État de conception concerné.

4.2.2.3 S'il n'est pas aussi l'État contractant qui a juridiction sur l'organisme responsable de la construction des pièces servant à la modification ou à la réparation, l'État de conception d'une modification veillera à ce qu'il y ait une entente acceptable pour les deux États pour faire en sorte que l'organisme constructeur coopère avec l'organisme responsable de la conception de la modification ou de la réparation, lors de l'analyse des renseignements reçus sur l'expérience de l'utilisation de l'aéronef.

4.2.3 État de construction

Jusqu'au 25 novembre 2026, s'il n'est pas aussi l'État de conception, l'État de construction veillera à ce qu'il existe un accord acceptable par les deux États pour garantir que l'organisme constructeur coopère avec l'organisme responsable de la conception de type à l'analyse de l'information sur la conception, la construction et l'utilisation de l'aéronef, du moteur ou de l'hélice.

À compter du 26 novembre 2026, s'il n'est pas aussi l'État de conception, l'État de construction veillera à ce qu'il existe un accord acceptable par les deux États pour garantir que l'organisme constructeur coopère avec l'organisme responsable de la conception de type à l'analyse de l'information sur la conception, la construction et l'utilisation de l'aéronef, du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice.

4.2.4 État d'immatriculation

4.2.4.1 Jusqu'au 25 novembre 2026, l'État d'immatriculation :

a) qui immatricule pour la première fois un aéronef d'un type déterminé dont il n'est pas l'État de conception et qui délivre ou valide un certificat de navigabilité conformément aux dispositions du § 3.2 de la présente partie avisera l'État de conception qu'il a immatriculé l'aéronef en question ;

b) vérifiera le maintien de la navigabilité d'un aéronef en fonction du règlement applicable de navigabilité en vigueur pour cet aéronef ;

c) élaborera ou adoptera des spécifications pour assurer le maintien de la navigabilité de l'aéronef pendant sa durée de vie utile et aussi pour faire en sorte que l'aéronef :

1) demeure conforme au règlement applicable de navigabilité suite à une modification, une réparation ou la pose d'une pièce de rechange ;

2) soit maintenu en état de navigabilité et en conformité avec les spécifications de maintenance de l'Annexe 6 — *Exploitation technique des aéronefs*, ainsi que, le cas échéant, avec les dispositions des parties III, IV, V, VI et VII de la présente Annexe ;

d) adoptera directement les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il recevra de l'État de conception, ou il les analysera et décidera des mesures appropriées ;

e) disposera d'un système permettant de surveiller et d'obtenir des renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il recevra de l'État de conception d'une modification, lorsque l'État d'immatriculation n'est pas aussi l'État de conception d'une modification, et d'adopter directement ces renseignements obligatoires ou d'analyser les renseignements reçus et de prendre des mesures appropriées ;

f) veillera à ce que tous les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il a établis en qualité d'État d'immatriculation pour l'aéronef en question soient communiqués à l'État de conception et à l'État de conception d'une modification concernés ;

g) dans le cas d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg ou d'un hélicoptère dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, fera en sorte qu'il existe un système permettant de transmettre à l'organisme responsable de la conception de type de l'aéronef des renseignements sur les défauts, anomalies de fonctionnement, défectuosités et autres cas qui ont ou qui pourraient avoir un effet défavorable sur le maintien de la navigabilité de cet aéronef. Lorsque ces renseignements concernent un moteur ou une hélice, ils seront communiqués à la fois à l'organisme responsable de la conception de type du moteur ou de l'hélice et à l'organisme responsable de la conception de type de l'aéronef. Lorsque le maintien de la navigabilité ne peut être assuré en raison d'un problème de sécurité lié à une modification ou à une réparation, l'État d'immatriculation fera en sorte qu'il existe un système permettant de transmettre ces renseignements à la personne ou à l'organisme responsable de la conception de la modification ou de la réparation.

4.2.4.1 À compter du 26 novembre 2026, l'État d'immatriculation :

a) qui immatricule pour la première fois un aéronef d'un type déterminé dont il n'est pas l'État de conception et qui délivre ou valide un certificat de navigabilité conformément aux dispositions du § 3.2 de la présente partie avisera l'État de conception qu'il a immatriculé l'aéronef en question ;

b) vérifiera le maintien de la navigabilité d'un aéronef en fonction du règlement applicable de navigabilité en vigueur pour cet aéronef ;

c) élaborera ou adoptera des spécifications pour assurer le maintien de la navigabilité de l'aéronef pendant sa durée de vie utile et aussi pour faire en sorte que l'aéronef :

1) demeure conforme au règlement applicable de navigabilité suite à une modification, une réparation ou la pose d'une pièce de rechange ;

2) soit maintenu en état de navigabilité et en conformité avec les spécifications de maintenance de l'Annexe 6 — *Exploitation technique des aéronefs*, ainsi que, le cas échéant, avec les dispositions des parties III, IV, V, VI, VII, VIII, IX et X de la présente Annexe ;

d) adoptera directement les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il recevra de l'État de conception, ou il les analysera et décidera des mesures appropriées ;

e) disposera d'un système permettant de surveiller et d'obtenir des renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il recevra de l'État de conception d'une modification, lorsque l'État d'immatriculation n'est pas aussi l'État de conception d'une modification, et d'adopter directement ces renseignements obligatoires ou d'analyser les renseignements reçus et de prendre des mesures appropriées ;

f) veillera à ce que tous les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité qu'il a établis en qualité d'État d'immatriculation pour l'aéronef en question soient communiqués à l'État de conception et à l'État de conception d'une modification concernés ;

g) dans le cas d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg, d'un hélicoptère dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, d'un avion télépiloté ou d'un hélicoptère télépiloté, fera en sorte qu'il existe un système permettant de transmettre à l'organisme responsable de la conception de type de l'aéronef des renseignements sur les défauts, anomalies de fonctionnement, défectuosités et autres cas qui ont ou qui pourraient avoir un effet défavorable sur le maintien de la navigabilité de cet aéronef. Lorsque ces renseignements concernent un poste de télépilotage, un moteur ou une hélice, ils seront communiqués à la fois à l'organisme responsable de la conception de type du poste de télépilotage, du moteur ou de l'hélice et à l'organisme responsable de la conception de type de l'aéronef. Lorsque le maintien de la navigabilité ne peut être assuré en raison d'un problème de sécurité lié à une modification ou à une réparation, l'État d'immatriculation fera en sorte qu'il existe un système permettant de transmettre ces renseignements à la personne ou à l'organisme responsable de la conception de la modification ou de la réparation.

4.2.4.2 Lorsqu'il agrée un organisme de maintenance ou qu'il accepte l'agrément d'un organisme de maintenance délivré par un autre État contractant, l'État d'immatriculation veillera au respect des normes du chapitre 6 de la présente partie.

Note.— Le chapitre 6 contient des dispositions relatives à l'acceptation des agréments d'organisme de maintenance délivrés par d'autres États contractants.

4.2.4.3 L'État d'immatriculation veillera à ce que des informations sensibles concernant la sûreté de l'aviation ne soient pas transmises dans les renseignements obligatoires relatifs au maintien de la navigabilité.

4.2.4.4 L'État de conception veillera à ce que les informations sensibles concernant la sûreté de l'aviation soient transmises de façon sécurisée à l'autorité compétente de l'État de conception conformément aux dispositions de l'Annexe 17.

Note.— Des éléments indicatifs sur la transmission sécurisée des informations sensibles concernant la sûreté de l'aviation figurent dans le Doc 9760.

4.2.5 Tous les États contractants

Jusqu'au 25 novembre 2026, en ce qui concerne les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg et les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, chaque État contractant déterminera le type de renseignements que les exploitants, les organismes responsables de la conception de type et les organismes de maintenance doivent communiquer à ses autorités de navigabilité. Des procédures de communication de ces renseignements seront aussi établies.

À compter du 26 novembre 2026, en ce qui concerne les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg et les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg et les systèmes d'aéronef télépiloté, chaque État contractant déterminera le type de renseignements que les exploitants, les organismes responsables de la conception de type et les organismes de maintenance doivent communiquer à ses autorités de navigabilité. Des procédures de communication de ces renseignements seront aussi établies.

CHAPITRE 5. GESTION DE LA SÉCURITÉ

Note 1.— L'Annexe 19 contient des dispositions relatives à la gestion de la sécurité concernant les organismes responsables de la conception de type ou de la construction d'aéronefs et les organismes de maintenance agréés. D'autres orientations figurent dans le Manuel de gestion de la sécurité (MGS) *(Doc 9859).*

Note 2.— À compter du 26 novembre 2026, l'Annexe 19 contient des dispositions relatives à la gestion de la sécurité concernant les organismes responsables de la conception de type ou de la construction d'aéronefs ou de postes de télépilotage et les organismes de maintenance agréés. D'autres orientations figurent dans le Manuel de gestion de la sécurité (MGS) *(Doc 9859) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS*) (Doc 10019).*

CHAPITRE 6. AGRÉMENT DES ORGANISMES DE MAINTENANCE

6.1 Domaine d'application

Les normes du présent chapitre s'appliquent à l'agrément des organismes engagés dans la maintenance d'aéronefs, de moteurs, d'hélices et de pièces connexes. Les certificats d'agrément délivrés avant le 5 novembre 2020 seront amendés avant le 5 novembre 2022 de manière à assurer leur conformité aux dispositions du § 6.2.3.

6.2 Agrément des organismes de maintenance

Note.— Les dispositions de cette section n'empêchent pas l'organisme de maintenance d'effectuer de la maintenance sur un aéronef qui n'est pas sous la responsabilité de l'État contractant délivrant cet agrément, y compris sur un aéronef qui n'est immatriculé dans aucun État contractant. Des renseignements supplémentaires sont présentés dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

6.2.1 L'État contractant concerné définira des exigences appropriées pour l'agrément des organismes de maintenance conformément aux normes du présent chapitre.

Note.— Des éléments indicatifs sur l'agrément des organismes de maintenance figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

6.2.2 L'agrément d'un organisme de maintenance par un État contractant dépendra de la capacité de l'organisme demandeur de démontrer qu'il satisfait aux normes applicables du présent chapitre par sa conformité aux exigences définies en application du § 6.2.1 et aux dispositions pertinentes de l'Annexe 19 — *Gestion de la sécurité*, concernant les organismes de maintenance agréés.

6.2.3 Le certificat d'agrément contiendra au moins les renseignements suivants :

a) l'autorité de délivrance et le nom, fonction et signature de la personne qui délivre le certificat ;

b) le nom et l'adresse légale de l'organisme de maintenance ;

c) le numéro de référence de l'agrément de l'organisme de maintenance ;

d) la date de délivrance du certificat en vigueur ;

e) dans le cas d'un certificat à durée limitée, la date d'expiration ;

f) la portée de l'agrément, en ce qui concerne la maintenance des aéronefs et des composants et/ou la maintenance spécialisée et les types d'aéronefs et de composants visés par l'agrément ;

g) l'emplacement des installations de maintenance, à moins que cette information figure dans un document distinct auquel le certificat d'agrément fait référence.

Note.— Des éléments indicatifs sur le contenu du certificat d'agrément figurent dans le Doc 9760.

6.2.3.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le certificat d'agrément suive le modèle de l'appendice et indique la date de délivrance initiale si elle diffère de la date de délivrance du certificat en vigueur.*

6.2.4 Le maintien de la validité de l'agrément dépendra de la capacité de l'organisme de continuer à respecter les exigences appropriées visées aux § 6.2.1 et 6.2.2.

6.2.5 L'organisme de maintenance notifiera à l'État contractant qui l'a agréé tout changement concernant la portée de ses travaux, son emplacement ou le personnel désigné conformément aux dispositions du présent chapitre.

6.2.6 L'État contractant qui accepte, en totalité ou en partie, un agrément d'organisme de maintenance délivré par un autre État contractant mettra en place un processus pour la prise en compte de cet agrément et des changements apportés par la suite. À cette fin, il établira une liaison appropriée avec l'État contractant qui a délivré l'agrément d'origine.

6.3 Manuel des procédures de l'organisme de maintenance

6.3.1 L'organisme de maintenance mettra à la disposition du personnel de maintenance intéressé, pour le guider dans l'exercice de ses fonctions, un manuel de procédures, qui peut être publié en plusieurs parties distinctes, contenant les renseignements suivants :

a) une description générale de la portée des travaux autorisés au titre des conditions d'agrément de l'organisme ;

b) une description des procédures et du système d'assurance de la qualité ou d'inspection de l'organisme visés exigés par le § 6.4 ;

c) une description générale des installations de l'organisme ;

d) les noms et fonctions de la ou des personnes dont il est question aux § 6.6.1 et 6.6.2 ;

e) une description des procédures d'établissement de la compétence du personnel de maintenance conformément au § 6.6.4 ;

f) une description de la méthode à utiliser pour établir et conserver les enregistrements de maintenance exigés par le § 6.7 ;

g) une description des procédures d'établissement et des conditions de signature des fiches de maintenance ;

h) le personnel autorisé à signer les fiches de maintenance et l'étendue de ses pouvoirs ;

i) une description des activités sous-traitées, le cas échéant ;

j) une description des procédures supplémentaires à suivre, le cas échéant, pour respecter les procédures et les spécifications de maintenance des exploitants ;

k) une description des procédures à suivre pour respecter les spécifications des § 4.2.4.1, alinéa f), et 4.2.5 de la présente partie, relatives à la communication de renseignements ;

l) une description des procédures à suivre pour recevoir et évaluer toutes les données de navigabilité nécessaires de l'organisme responsable de la conception de type, ainsi que pour modifier ces données et les diffuser à l'intérieur de l'organisme de maintenance ;

m) une description des procédures à suivre pour apporter des changements qui ont une incidence sur l'agrément de l'organisme de maintenance.

6.3.2 L'organisme de maintenance veillera à ce que le manuel de procédures soit modifié selon les besoins de manière à être constamment à jour.

6.3.3 L'organisme de maintenance transmettra sans délai des exemplaires de toutes les modifications apportées au manuel de procédures à tous les organismes et à toutes les personnes auxquels le manuel a été distribué.

Note.— Des éléments indicatifs sur le contenu du manuel des procédures d'un organisme de maintenance figurent dans le Doc 9760.

6.4 Procédures de maintenance et système d'assurance de la qualité

6.4.1 L'organisme de maintenance établira des procédures qui garantissent de bonnes pratiques de maintenance et le respect de toutes les normes pertinentes énoncées dans les § 6.2.1 et 6.2.2, et qui sont acceptables pour l'État contractant qui délivre l'agrément.

6.4.2 L'organisme de maintenance veillera au respect du § 6.4.1 en mettant en place soit un système indépendant d'assurance de la qualité lui permettant de surveiller la conformité avec les procédures et le bien-fondé de celles-ci, soit un système d'inspection lui permettant de s'assurer que tous les travaux de maintenance sont effectués convenablement.

6.5 Installations

6.5.1 L'organisme de maintenance fournira des installations et un cadre de travail qui conviennent aux tâches à effectuer.

Note.— Des éléments indicatifs sur les spécifications visant les installations des organismes de maintenance agréés figurent dans le Doc 9760.

6.5.2 L'organisme de maintenance disposera des données techniques, des équipements, des outils et des matériaux nécessaires à l'exécution des travaux pour lesquels il a été agréé.

6.5.3 L'organisme de maintenance veillera à ce que les conditions de stockage garantissent la sécurité des articles entreposés, tels que pièces, équipement, outils ou matériel, et évitent qu'ils ne se détériorent ou ne soient endommagés.

6.6 Personnel

6.6.1 L'organisme de maintenance désignera un dirigeant responsable qui assumera, quelles que soient ses autres fonctions, la responsabilité finale au nom de l'organisation.

Note.— Des éléments indicatifs sur les responsabilités du dirigeant responsable figurent dans le Doc 9760 et dans le Manuel de gestion de la sécurité (MGS) *(Doc 9859)*.

6.6.2 Le dirigeant responsable de l'organisme de maintenance désignera une ou plusieurs personnes qui auront entre autres responsabilités celle de veiller à ce que l'organisme respecte les dispositions des § 6.2.1 et 6.2.2.

6.6.3 L'organisme de maintenance emploiera le personnel nécessaire à la planification, à l'exécution, à la supervision, à l'inspection et à l'acceptation des travaux de maintenance à effectuer.

6.6.4 L'organisme de maintenance établira la compétence du personnel de maintenance conformément à des procédures et en fonction d'un niveau qui sont acceptables pour l'État contractant délivrant l'agrément. Si les personnes qui signent les fiches de maintenance ne sont pas titulaires de licences, elles devront avoir les qualifications exigées par l'Annexe 1 — *Licences du personnel*.

6.6.5 L'organisme de maintenance veillera à ce que tout le personnel de maintenance reçoive une formation initiale et une formation périodique qui conviennent aux tâches et aux responsabilités qui lui sont attribuées. Le programme de formation établi par l'organisme de maintenance comprendra une formation théorique et pratique sur les performances humaines, y compris la coordination avec les autres membres du personnel de maintenance et avec les équipages de conduite.

Note.— Des éléments indicatifs permettant de concevoir des programmes de formation pour développer les connaissances et les aptitudes en matière de performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

6.7 Enregistrements

6.7.1 L'organisme de maintenance conservera des enregistrements détaillés des travaux de maintenance afin de prouver que toutes les conditions relatives à la signature d'une fiche de maintenance ont été respectées.

6.7.2 Les enregistrements exigés par le § 6.7.1 seront conservés pendant une période d'au moins un an après la signature de la fiche de maintenance.

6.7.3 Les enregistrements conservés et transférés conformément au § 6.7 seront tenus sous une forme et dans un format qui en assurent en permanence la lisibilité, la sécurité et l'intégrité.

Note 1.— La forme et le format des enregistrements peuvent inclure, par exemple, des supports papier, filmiques, électroniques, ou toute combinaison de ces supports.

Note 2.— Des orientations relatives aux enregistrements électroniques de maintien de la navigabilité figurent dans le Doc 9760.

6.8 Fiche de maintenance

6.8.1 La fiche de maintenance sera remplie et signée pour certifier que les travaux de maintenance ont été effectués de façon satisfaisante et conformément aux données et procédures approuvées figurant dans le manuel des procédures de l'organisme de maintenance.

6.8.2 Une fiche de maintenance sera signée et contiendra les renseignements suivants :

a) les détails essentiels des travaux effectués, y compris la mention détaillée des données approuvées qui ont été utilisées ;

b) la date à laquelle ces travaux ont été effectués ;

c) le nom de l'organisme de maintenance agréé ;

d) le nom de la personne ou des personnes qui ont signé la fiche.

PARTIE III. AVIONS LOURDS

PARTIE IIIA. AVIONS DE PLUS DE 5 700 KG POUR LESQUELS LA DEMANDE DE CERTIFICATION A ÉTÉ SOUMISE LE OU APRÈS LE 13 JUIN 1960 MAIS AVANT LE 2 MARS 2004

Note.— Les dispositions de la partie IIIA sont les mêmes que celles de la partie III de l'Annexe 8, neuvième édition (y compris l'Amendement nº 99), sauf en ce qui concerne le domaine d'application et les renvois.

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie, à l'exception des normes spécifiées au § 8.4, sont applicables à tous les avions désignés au § 1.1.3 qui appartiennent à un type dont le prototype a été soumis aux autorités nationales compétentes en vue de l'obtention d'un certificat de navigabilité à compter du 13 juin 1960, mais avant le 2 mars 2004.

1.1.2 Les normes spécifiées au § 8.4 sont applicables à tous les avions désignés au § 1.1.3 qui appartiennent à un type dont le prototype a été soumis aux autorités nationales compétentes en vue de l'obtention d'un certificat de navigabilité à compter du 22 mars 1985, mais avant le 2 mars 2004.

1.1.3 Sauf indication contraire, les normes et les pratiques recommandées de la présente partie s'appliqueront aux avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 5 700 kg et qui sont destinés au transport international de passagers, de marchandises ou d'articles postaux.

Note.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.4 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les avions indiqués au § 1.1.3 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.5 Sauf indication contraire, les normes s'appliqueront à l'avion complet, y compris le groupe motopropulseur, les systèmes et l'équipement.

1.2 Nombre de moteurs

L'avion sera équipé d'au moins deux moteurs.

1.3 Limites d'emploi

1.3.1 Des limites d'emploi seront fixées pour l'avion, son groupe motopropulseur et son équipement (voir § 9.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'avion est utilisé dans les limites spécifiées. Les limites d'emploi seront établies en prenant par rapport aux limites de sécurité des marges suffisantes pour rendre extrêmement rare l'éventualité d'un accident.

Note.— Des éléments indicatifs sur l'expression « extrêmement rare » figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

1.3.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'avion, par exemple pour la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses et les altitudes ou les altitudes-pression, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'avion satisfait aux normes correspondantes de la présente partie ; toutefois, il ne sera pas nécessaire de considérer les combinaisons de conditions essentiellement impossibles à réaliser.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple, avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— À titre d'exemple, voici les éléments qui peuvent être considérés comme fondamentaux pour les limites d'emploi des avions :

— *masse maximale au décollage certifiée ;*

— *masse maximale certifiée pour la circulation au sol ;*

— *masse maximale à l'atterrissage certifiée ;*

— *masse maximale sans carburant certifiée ;*

— *centrages limites avant et arrière pour diverses configurations (décollage, croisière, atterrissage).*

Note 3.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application des normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 1 —* Aviation de transport commercial international — Avions, *et Partie 2 —* Aviation générale internationale — Avions*).*

1.4 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'avion ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.5 Vérification de la conformité au règlement applicable

1.5.1 La conformité au règlement applicable de navigabilité sera établie à partir de résultats d'essais, de calculs, ou de calculs fondés sur des essais, à condition que, dans chaque cas, la précision obtenue garantisse un niveau de navigabilité égal à celui qui serait obtenu par des essais directs.

1.5.2 Les essais prévus au § 1.5.1 seront tels qu'ils donnent une garantie suffisante du fonctionnement correct et sûr de l'avion, et de ses éléments, systèmes et équipement, dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs avions du type pour lequel le certificat de navigabilité est demandé, ou encore par des calculs basés sur de tels essais, à condition que ces calculs donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'avion satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'avion dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'avion.

2.2 Performances

2.2.1 Généralités

2.2.1.1 Des données suffisantes sur les performances de l'avion seront établies et consignées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale de l'avion à partir des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol projeté pour que le vol puisse être effectué avec une garantie raisonnable que l'avion atteindra les performances minimales de sécurité.

2.2.1.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'avion tiendra compte des performances humaines et, en particulier, n'exigera pas de l'équipage de conduite une habileté exceptionnelle ou une attention excessive.

Note.— Des éléments indicatifs sur les performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

2.2.1.3 Les performances consignées au manuel de vol seront compatibles avec les limites d'emploi du § 1.3.1 et avec les combinaisons logiquement possibles en service de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut modifier les performances.

2.2.2 Performances minimales

Aux masses maximales (voir § 2.2.3) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude ou de l'altitude-pression de l'aérodrome soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul et, pour les hydravions, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'avion devra pouvoir réaliser les performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.2.1 et 2.2.2.2, sans considération d'obstacles ni de longueur de piste ou de plan d'eau.

Note.— Cette norme permet de consigner dans le manuel de vol de l'avion la masse maximale au décollage et la masse maximale à l'atterrissage en fonction, par exemple :

— *de l'altitude de l'aérodrome,*

— *de l'altitude-pression au niveau de l'aérodrome, ou*

— *de l'altitude-pression et de la température atmosphérique au niveau de l'aérodrome,*

pour qu'elles soient facilement utilisables lors de l'application du règlement national sur les limites d'emploi relatives aux performances.

2.2.2.1 *Décollage*

a) L'avion sera capable de décoller en cas de défaillance du moteur le plus défavorable (voir § 2.2.3), les moteurs en fonctionnement étant utilisés dans les limites d'emploi de la puissance de décollage.

b) À la fin de la période pendant laquelle la puissance de décollage peut être utilisée, l'avion sera capable, avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement et les autres moteurs utilisés dans les limites d'emploi de la puissance maximale continue, de poursuivre la montée jusqu'à une hauteur où il pourra se maintenir et effectuer un circuit d'aérodrome.

c) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances minimales seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.3), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

2.2.2.2 *Atterrissage*

a) En cas d'approche interrompue, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'approche et avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement, de poursuivre son vol jusqu'en un point d'où une nouvelle approche pourra être effectuée.

b) En cas d'atterrissage interrompu, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'atterrissage, d'effectuer une ressource avec tous les moteurs en fonctionnement.

2.2.3 Performances consignées dans le manuel de vol

Des données de performances seront établies et consignées dans le manuel de vol, afin que l'application de ces données au moyen des règles d'exploitation mentionnées au § 5.2 de l'Annexe 6*,* partie 1, permette d'établir une correspondance satisfaisante au point de vue de la sécurité entre les performances de l'avion et les caractéristiques des aérodromes et des routes aériennes que l'avion est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol pour les phases ci-après, et pour les gammes de masse, d'altitude ou d'altitude-pression, de vitesse du vent, de pente de la surface de décollage et d'atterrissage pour les avions terrestres, ou de conditions du plan d'eau, de densité de l'eau et de force du courant pour les hydravions, suivant le cas, et pour toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité.

2.2.3.1 *Décollage.* Les données de performances au décollage comprendront la distance accélération-arrêt et la trajectoire de décollage.

2.2.3.1.1 *Distance accélération-arrêt.* La distance accélération-arrêt sera la distance nécessaire pour effectuer la mise en vitesse et immobiliser l'avion ou, dans le cas d'un hydravion, pour effectuer la mise en vitesse et ralentir suffisamment, en admettant que le moteur le plus défavorable subisse une défaillance soudaine en un point au moins aussi éloigné du point de départ du décollage que le point admis pour la détermination de la trajectoire de décollage (voir § 2.2.3.1.2).

2.2.3.1.2 *Trajectoire de décollage.* La trajectoire de décollage comprendra le roulement au sol ou l'hydroplanage, la montée initiale et la montée, en admettant que le moteur le plus défavorable subisse une défaillance soudaine au cours du décollage (voir § 2.2.3.1.1). La trajectoire de décollage jusqu'à la hauteur à laquelle l'avion peut se maintenir et exécuter un circuit d'aérodrome sera consignée dans le manuel de vol de l'avion. La montée sera effectuée à une vitesse au moins égale à la vitesse de sécurité au décollage, déterminée conformément aux dispositions du § 2.3.1.3.

2.2.3.2 *Croisière.* Les performances ascensionnelles en croisière seront les performances de montée (ou de descente) de l'avion dans la configuration de croisière :

a) avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement ;

b) avec les moteurs les plus défavorables hors de fonctionnement, dans le cas d'avions équipés de trois moteurs au moins.

Les moteurs ne seront pas utilisés à une puissance supérieure à la puissance maximale continue.

2.2.3.3 *Atterrissage.* La distance d'atterrissage sera la distance horizontale parcourue par l'avion à partir d'un point de la trajectoire d'approche situé à une hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, jusqu'au point de la surface d'atterrissage où l'avion s'immobilise ou, pour les hydravions, jusqu'au point où la vitesse tombe à une valeur suffisamment basse. La hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage et la vitesse d'approche seront déterminées en fonction des méthodes d'exploitation. Cette distance peut être complétée par les marges qui s'avéreraient nécessaires. En pareil cas, la hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, la vitesse d'approche et la marge de distance seront liées par une relation appropriée et tiendront compte à la fois des méthodes normales d'exploitation et de tout écart raisonnable par rapport à ces méthodes.

Note.— Si la distance d'atterrissage ou d'amerrissage comprend la marge de distance spécifiée dans la présente norme, il n'est pas nécessaire de tenir compte des variations prévues dans la technique d'approche et d'atterrissage ou d'amerrissage en appliquant les dispositions du § 5.2.11 de l'Annexe 6, partie 1.

2.3 Qualités de vol

L'avion satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'avion est approuvé.

2.3.1 Manœuvrabilité et maniabilité

L'avion sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice et changements de configuration de l'avion), sans que le pilote ait à faire preuve d'une habileté, d'une attention ou d'une vigueur exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Une technique permettant de manœuvrer l'avion avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.1.1 *Manœuvrabilité à la surface.* L'avion sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.1.2 *Manœuvrabilité au décollage.* L'avion sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage, lorsque l'avion est manœuvré de la manière correspondant aux trajectoires de décollage et aux distances accélération-arrêt consignées dans le manuel de vol.

2.3.1.3 *Vitesse de sécurité au décollage.* Les vitesses de sécurité au décollage admises pour déterminer les performances au décollage (lorsque l'avion a quitté le sol ou l'eau) comprendront une marge suffisante au-dessus de la vitesse de décrochage et au-dessus de la vitesse minimale à laquelle l'avion reste manœuvrable après une défaillance soudaine du moteur le plus défavorable.

2.3.2 Compensation

Les caractéristiques de compensation et autres caractéristiques de l'avion seront telles que l'attention exigée du pilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues, ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. Cette norme s'appliquera aux cas de vol normaux et aux cas de vol avec défaillance d'un ou de plusieurs moteurs pour lesquels les caractéristiques de performances sont déterminées.

2.3.3 Stabilité

La stabilité de l'avion, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesse), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du pilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'avion ne sera cependant pas telle que le pilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'avion risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence.

2.3.4 Décrochage

2.3.4.1 *Avertissement de décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances admissibles, sauf celles qui ne sont pas jugées essentielles à la sécurité du vol, aussi bien en ligne droite qu'en virage, avec tous les moteurs en fonctionnement comme avec un moteur hors de fonctionnement, le pilote sera prévenu, sans ambiguïté, de l'approche du décrochage. L'avertissement de l'approche du décrochage et les autres caractéristiques de l'avion seront tels qu'ils permettront au pilote d'éviter le décrochage après le début de l'avertissement et, sans modifier la puissance motrice, de garder parfaitement la maîtrise de l'avion.

2.3.4.2 *Comportement de l'avion à la suite d'un décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances pour lesquelles l'aptitude à rétablir l'avion après un décrochage est jugée essentielle, le comportement de l'avion après un décrochage ne sera pas tel qu'il soit difficile d'effectuer un rétablissement rapide sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'avion. Une réduction du régime des moteurs en fonctionnement sera acceptable pendant le rétablissement consécutif à un décrochage.

2.3.4.3 *Vitesses de décrochage.* Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé dans les configurations correspondant à chaque phase de vol (par exemple décollage, croisière et atterrissage) seront déterminées. Une des déterminations sera effectuée à une puissance inférieure ou égale à la puissance nécessaire pour obtenir une poussée nulle à une vitesse à peine supérieure à la vitesse de décrochage.

2.3.5 Vibrations aéroélastiques et autres vibrations

Il sera démontré par des essais appropriés que, dans les limites d'emploi de l'avion (voir § 1.3.2), pour aucune des configurations ni à aucune des vitesses, il ne se produit dans aucune partie de l'avion de vibrations aéroélastiques ou d'autres vibrations excessives.

L'avion ne présentera pas de buffeting susceptible de compromettre les manœuvres, de détériorer la structure ou d'imposer à l'équipage de conduite une fatigue excessive.

Note.— Dans son rôle d'avertisseur de décrochage, le buffeting est utile et les présentes dispositions ne visent pas à l'éliminer.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

Les normes du présent chapitre s'appliquent à la structure de l'avion, constituée par l'ensemble des éléments de l'avion dont la défaillance entraînerait des risques graves.

3.1.1 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.1.2 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits aux § 3.3, 3.4 et 3.5, seront considérées comme des charges limites.

3.1.3 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits aux § 3.3, 3.4 et 3.5, aucune partie de la structure de l'avion ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'avion devra pouvoir supporter la charge ultime.

3.2 Vitesses

3.2.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale, définies au § 3.3, pour lesquelles la structure de l'avion est calculée. Pour la détermination des vitesses de calcul, les éléments ci-après seront étudiés :

a) V_A : vitesse de manœuvre de calcul ;

b) V_B : vitesse à laquelle l'avion peut supporter la rafale verticale de vitesse maximale admise conformément au § 3.3.2 ;

c) V_C : vitesse qu'il n'est pas prévu de dépasser en vol normal de croisière, compte tenu des variations possibles de vitesse lorsque le vol est effectué dans des conditions de turbulence ;

d) V_D : vitesse maximale en piqué, excédant suffisamment la vitesse indiquée à l'alinéa c) pour rendre improbable le dépassement de cette vitesse de calcul en cas d'augmentation involontaire de la vitesse dans les conditions d'utilisation prévues, compte tenu des qualités de vol et des autres caractéristiques de l'avion ;

e) V_{E_1} à V_{E_n} : vitesses maximales auxquelles il est possible de sortir les volets et le train d'atterrissage, ou d'effectuer d'autres changements de configuration.

Les vitesses V_A, V_B, V_C et V_E, aux alinéas a), b), c) et e), excéderont suffisamment la vitesse de décrochage de l'avion pour éviter tout risque de perte de maîtrise de l'avion en air turbulent.

3.2.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu en 1.3.1, seront indiquées dans le manuel de vol de l'avion parmi les limites d'emploi (voir § 9.2.2).

3.3 Charges de vol

Les cas de charges de vol prévus aux § 3.3.1, 3.3.2 et 3.5 seront étudiés pour la gamme de masses et les répartitions de masse prescrites au § 3.1.1 et aux vitesses déterminées conformément au § 3.2.1. Il sera tenu compte des cas de charges dissymétriques aussi bien que des cas de charges symétriques. La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière.

3.3.1 Charges de manœuvre

Les charges de manœuvre seront calculées à partir des facteurs de charge de manœuvre correspondant aux manœuvres admissibles dans le cadre des limites d'emploi. Elles ne seront pas inférieures aux valeurs que l'expérience permet de juger satisfaisantes pour les conditions d'utilisation prévues.

3.3.2 Charges de rafale

Les charges de rafale seront calculées pour des rafales verticales et horizontales caractérisées par une vitesse et un gradient de vitesse qui correspondent de façon satisfaisante, d'après les statistiques et autres renseignements, aux conditions d'utilisation prévues.

3.4 Charges au sol et charges à flot

La structure devra pouvoir supporter toutes les charges résultant des réactions du sol ou du plan d'eau susceptibles de se produire pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage.

3.4.1 Cas d'atterrissage

Les cas d'atterrissage à la masse de calcul au décollage et à la masse de calcul à l'atterrissage feront intervenir l'assiette de l'avion (symétrique ou dissymétrique) au moment du contact avec la surface, les vitesses de descente, et tous autres facteurs dont dépendent les charges imposées à la structure, et qui pourraient se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.5 Charges diverses

Outre l'étude des charges de manœuvre, des charges de rafale et des charges au sol ou à flot, ou concurremment avec cette étude, on étudiera toutes les autres charges (charges sur les commandes de vol, pression rétablie dans la cabine, effets du fonctionnement des moteurs, charges résultant des changements de configuration, etc.) susceptibles de se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.6 Vibrations aéroélastiques, divergence et vibrations en général

La structure de l'avion sera conçue de manière à ne pas présenter de vibrations aéroélastiques, ni de déformations instables de la structure sous l'effet des charges aérodynamiques (divergence), et à ne pas provoquer de perte de maîtrise résultant de sa déformation, pour les vitesses comprises dans les limites d'emploi et pour des vitesses supérieures à ces limites jusqu'à une valeur suffisante pour satisfaire aux dispositions du § 1.3.1. Une résistance suffisante sera assurée pour supporter les vibrations et le buffeting qui pourront se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.7 Résistance à la fatigue

La résistance et la construction de l'hélicoptère seront telles qu'une rupture catastrophique de sa structure sous l'effet de la fatigue causée par des charges répétées et des vibrations dans les conditions d'utilisation prévues représente un événement extrêmement rare.

Note.— Des éléments indicatifs sur l'expression « extrêmement rare » figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'avion fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

4.1.1 Essais de vérification

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'avion sera démontré par des essais appropriés, afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.2 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'avion essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.3 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.4 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.5 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'avion qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.1.6 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipage à garder la maîtrise de l'avion en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des gouvernes.

b) *Survivabilité des systèmes.*

1) Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, les systèmes de bord seront conçus, disposés et physiquement séparés pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après tout événement ayant entraîné des dommages à la structure ou aux systèmes de l'avion.

2) **Recommandation.—** *Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg mais non supérieure à 45 500 kg et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, il est recommandé que les systèmes de bord soient conçus, disposés et physiquement séparés pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après tout événement ayant entraîné des dommages à la structure ou aux systèmes de l'avion.*

c) *Poste d'équipage.* Le poste d'équipage sera conçu de manière à réduire au minimum les risques de manœuvre incorrecte ou incomplète des commandes par suite de la fatigue, d'une confusion ou d'entraves quelconques. Il sera tenu compte au moins des éléments suivants : disposition et identification des commandes et instruments, rapidité d'identification des cas d'urgence, réactions des commandes, ventilation, chauffage et insonorisation.

d) *Champ de vision du poste de pilotage.* Le poste de pilotage sera aménagé de manière à offrir un champ de vision étendu, clair et sans distorsion, suffisant pour assurer la sécurité d'utilisation de l'avion, et à éliminer tout éblouissement ou réflexion susceptible de gêner la vision du pilote. Les caractéristiques de conception du pare-brise du poste de pilotage permettront, en cas de précipitation atmosphérique, une visibilité suffisante pour le pilotage normal et l'exécution d'approches et d'atterrissages.

e) *Cas d'urgence.* L'avion sera doté de moyens qui assurent la prévention automatique des cas d'urgence résultant des défaillances possibles de l'équipement ou des systèmes susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion, ou qui permettent à l'équipage de faire face à ces cas d'urgence. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les normes de performances et de limites d'emploi de la présente Annexe et de l'Annexe 6*,* parties 1 et 2, couvrent le cas de défaillances.

f) *Précautions contre l'incendie.* L'avion et les matériaux utilisés pour sa fabrication, y compris les matériaux d'aménagement de cabine utilisés lors d'une rénovation majeure, seront conçus de manière à réduire au minimum les risques d'incendies en vol ou à la surface, ainsi que la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie. Des moyens seront prévus pour circonscrire ou pour déceler et éteindre, sans créer de risques supplémentaires pour l'avion, les incendies qui pourraient se produire.

g) *Extinction des incendies.* Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, la conception des systèmes d'extinction d'incendie des compartiments fret, y compris des agents extincteurs, tiendra compte de l'éventualité d'un incendie soudain et étendu, comme celui qui pourrait être causé par un engin explosif ou incendiaire ou par des marchandises dangereuses.

h) *Protection des occupants.*

1) Dans le cas d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lequel la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, il sera prévu, lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention pour les cas de décompression accidentelle de la cabine et pour les cas de présence de fumée ou de gaz toxiques, y compris ceux qui pourraient être causés par des engins explosifs ou incendiaires ou par des marchandises dangereuses, qui risquent de causer l'incapacité des occupants.

2) **Recommandation.—** *Dans le cas d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg mais non supérieure à 45 500 kg et pour lequel la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, il est recommandé de prévoir, lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention pour les cas de décompression accidentelle de la cabine et pour les cas de présence de fumée ou de gaz toxiques, y compris ceux qui pourraient être causés par des engins explosifs ou incendiaires ou par des marchandises dangereuses, qui risquent de causer l'incapacité des occupants.*

i) *Protection du poste de pilotage contre les fumées.*

1) Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, il sera prévu des moyens pour limiter le plus possible l'entrée dans le poste de pilotage de fumées ou de vapeurs toxiques produites par une explosion ou un incendie à bord de l'avion.

2) **Recommandation.—** *Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg mais non supérieure à 45 500 kg et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, il est recommandé de prévoir des moyens permettant de limiter le plus possible l'entrée dans le poste de pilotage de fumées ou de vapeurs toxiques produites par une explosion ou un incendie à bord de l'avion.*

4.1.7 Atterrissage d'urgence

4.1.7.1 Lors de la conception de l'avion, des dispositions seront prises pour protéger les occupants, en cas d'atterrissage d'urgence, contre l'incendie et les effets directs de la décélération ainsi que contre les blessures dues aux effets de la décélération sur l'équipement intérieur de l'avion.

4.1.7.2 Des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'avion en passagers et équipage.

4.1.7.3 L'aménagement intérieur de la cabine ainsi que l'emplacement et le nombre des issues de secours, y compris les moyens de localiser et d'éclairer les voies et issues d'évacuation, devront faciliter l'évacuation rapide de l'avion dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence.

4.1.7.4 Les avions dont le certificat prévoit le cas d'amerrissage forcé seront conçus de manière à donner le maximum de garantie pour que, en cas d'amerrissage forcé, les passagers et l'équipage puissent évacuer l'avion en toute sécurité.

4.1.8 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'avion, des dispositions efficaces seront prises pour réduire au minimum les risques de dégâts que les opérations de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage) pourraient faire subir aux éléments de l'avion essentiels à la sécurité d'utilisation, dégâts qui pourraient passer inaperçus. Il pourrait être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. MOTEURS

5.1 Portée

Les normes du présent chapitre s'appliqueront à tous les types de moteurs utilisés sur les avions comme groupes de propulsion principaux.

5.2 Conception, construction et fonctionnement

Le moteur équipé de ses accessoires sera conçu et réalisé de manière que son fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsque ce moteur est convenablement installé sur l'avion, conformément aux dispositions du chapitre 7 et, s'il y a lieu, lorsqu'une hélice convenable lui est adaptée.

5.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées (ainsi que les caractéristiques de l'atmosphère auxquelles elles correspondent), les conditions d'utilisation et les limites d'emploi prévues pour le moteur seront déclarées.

5.4 Essais

Un moteur du type à homologuer devra subir avec succès les essais nécessaires pour vérifier la validité des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi déclarées, et pour s'assurer que son fonctionnement sera satisfaisant et sûr. Ces essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Détermination de la puissance.* Des essais seront effectués afin de déterminer les caractéristiques de puissance ou de poussée du moteur, d'abord à l'état neuf, puis après les essais décrits aux alinéas b) et c). Les résultats obtenus à la fin de tous les essais spécifiés ne devront pas faire ressortir une diminution excessive de la puissance.

b) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier le démarrage, le ralenti, les reprises, les vibrations, la survitesse et autres caractéristiques, et pour démontrer l'existence de marges suffisantes permettant d'éviter les phénomènes de détonation, de pompage et autres anomalies de fonctionnement susceptibles d'affecter le type de moteur considéré.

c) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, la poussée, la vitesse et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance du moteur. Ces essais devront comprendre des périodes au cours desquelles les limites déclarées seront dépassées, dans la mesure où ces dépassements pourraient se produire en service.

CHAPITRE 6. HÉLICES

6.1 Portée

Les normes du présent chapitre s'appliqueront à tous les types d'hélices.

6.2 Conception, construction et fonctionnement

L'hélice complète, équipée de ses accessoires, sera conçue et réalisée de manière que son fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsque cet ensemble est convenablement adapté au moteur et installé sur l'avion conformément aux dispositions du chapitre 7.

6.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi prévues pour l'hélice seront déclarées.

6.4 Essais

Une hélice du type à homologuer devra subir avec succès les essais nécessaires pour vérifier que son fonctionnement sera satisfaisant et sûr dans le domaine défini par les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi déclarées. Les essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier que la résistance aux vibrations et les caractéristiques de survitesse sont satisfaisantes, et pour démontrer le fonctionnement normal et sûr des mécanismes de changement de pas et de régulation.

b) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, la vitesse et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance de l'hélice.

CHAPITRE 7. INSTALLATION MOTRICE

7.1 Généralités

7.1.1 Normes applicables

L'installation motrice sera disposée conformément aux normes du chapitre 4, ainsi qu'aux normes du présent chapitre.

7.1.2 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et hélices

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs et hélices (s'il y a lieu) puissent fonctionner dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'avion devra pouvoir être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs et hélices, établies conformément aux dispositions des chapitres 5 et 6 de la présente partie.

7.1.3 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas d'installation où, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur augmenterait le risque d'incendie ou de rupture grave de la structure, l'équipage disposera de moyens pour arrêter la rotation du moteur en vol, ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

7.1.4 Redémarrage des moteurs

L'avion sera doté de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

7.2 Disposition et fonctionnement

7.2.1 Indépendance des moteurs

Le groupe motopropulseur sera installé de façon que l'on puisse commander et faire fonctionner chaque moteur, avec ses accessoires, indépendamment des autres ; il existera au moins une configuration du groupe motopropulseur et de ses accessoires pour laquelle une défaillance quelconque (à moins que l'éventualité d'une telle défaillance soit extrêmement rare) ne risque pas d'entraîner une perte de puissance plus grande que celle résultant de la défaillance totale du moteur le plus défavorable.

7.2.2 Vibrations de l'hélice

Les contraintes de vibrations de l'hélice seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'avion.

7.2.3 Refroidissement

Le circuit de refroidissement devra pouvoir maintenir les températures de l'installation motrice dans les limites fixées (voir § 7.1.2) pour des températures de l'air atteignant la température maximale correspondant à l'utilisation prévue de l'avion. La température maximale et, s'il y a lieu, la température minimale de l'air ambient pour lesquelles il a été montré que l'installation motrice peut fonctionner seront consignées dans le manuel de vol de l'avion.

7.2.4 Accessoires

Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et autres circuits associés à l'installation motrice devront pouvoir alimenter chaque moteur conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influencent le fonctionnement des circuits (par exemple puissance, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

7.2.5 Protection contre l'incendie

Pour les zones de l'installation motrice particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.1.6, alinéa e) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux résistant au feu, des autres zones de l'avion où un incendie risquerait de compromettre la poursuite du vol ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones ne devront pas laisser échapper le fluide en cas d'incendie. L'avion sera doté de moyens permettant à l'équipage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement des fluides inflammables dans ces zones.

c) *Détecteurs d'incendie.* Des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones.

d) *Matériel d'extinction.* Ces zones seront dotées d'un matériel d'extinction suffisant pour éteindre tout incendie susceptible de s'y déclarer, à moins qu'en raison du degré d'isolement, de la quantité de combustible, des qualités de résistance à l'incendie de la structure et d'autres facteurs, les incendies susceptibles de se déclarer dans l'une de ces zones ne risquent pas de compromettre la sécurité de l'avion.

CHAPITRE 8. INSTRUMENTS ET ÉQUIPEMENT

8.1 Instruments et équipement obligatoires

L'avion sera doté des instruments et de l'équipement approuvés nécessaires à la sécurité d'exploitation dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera doté notamment des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipage d'utiliser l'avion dans les limites d'emploi. La conception des instruments et de l'équipement respectera les principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les avions utilisés dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, parties 1 et 2, prescrit, en sus de l'équipement minimal exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité, l'installation d'un équipement et d'instruments supplémentaires.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

8.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

8.3 Équipement de secours et de survie

L'équipement de secours et de survie prescrit, que l'équipage ou les passagers peuvent avoir à utiliser ou à mettre en œuvre en cas d'urgence, sera fiable, accessible et identifiable, et portera clairement l'indication de son mode d'emploi.

8.4 Feux de position et feux anticollision[1]

8.4.1 Les feux spécifiés dans l'Annexe 2 — *Règles de l'air,* que doivent porter les avions en vol ou se déplaçant sur l'aire de mouvement d'un aérodrome, auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent au pilote d'un autre aéronef ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et pour exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note 1.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel clair étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions de faible luminosité du fond de jour. En outre, des situations propices à l'abordage ont plus de chances de se produire dans les régions de contrôle terminales où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs avec des vitesses de rapprochement qui ont peu de chances de dépasser 900 km/h (500 kt).

[1] Prière de se reporter au § 1.1.2 de la présente partie.

Note 2.— Des spécifications techniques détaillées sur les feux extérieurs destinés aux avions figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

8.4.2 Les feux seront disposés sur les avions de façon à réduire au minimum le risque que ces feux :

a) gênent les équipages de conduite dans l'exercice de leurs fonctions ; ou

b) causent un éblouissement pénible pour un observateur extérieur.

Note.— Afin d'éviter les effets mentionnés au § 8.4.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au pilote les moyens d'éteindre ou de diminuer l'intensité des feux à éclats.

CHAPITRE 9. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

9.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'avion seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol de l'avion, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle. Ces limites d'emploi et ces renseignements comprendront au moins les éléments prescrits aux § 9.2, 9.3 et 9.4.

9.2 Limites d'emploi

Les limites d'emploi qui risquent d'être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées, et corrigées au besoin des erreurs de mesure, afin que l'équipage de conduite puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

9.2.1 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.3.2).

9.2.2 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'avion ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration et des autres éléments appropriés.

9.2.3 Limites relatives à l'installation motrice

Les limites relatives à l'installation motrice comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments de l'installation motrice de l'avion (voir § 7.1.2 et 7.2.3).

9.2.4 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'avion.

9.2.5 Limites d'emploi diverses

Ces limites comprendront toutes les limites qui portent sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion (voir § 1.3.1).

9.2.6 Limites relatives à l'équipage

Les limites relatives à l'équipage comprendront l'effectif minimal de l'équipage de conduite nécessaire pour utiliser l'avion, compte tenu, entre autres, des possibilités d'accès des membres d'équipage à toutes les commandes et instruments nécessaires, et de l'exécution des procédures d'urgence applicables.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipage minimal sont définis dans l'Annexe 6, parties 1 et 2.

9.2.7 Limites relatives au temps de vol après une panne de système ou de moteur

Les limites applicables aux systèmes comprendront le temps de vol maximal pour lequel la fiabilité de chaque système a été établie dans le cadre de l'approbation de vol d'avions équipés de deux turbomachines au-delà du seuil de temps établi conformément aux dispositions du § 4.7 de l'Annexe 6, partie 1.

Note.— Le temps maximal établi pour une route particulière conformément aux dispositions du § 4.7 de l'Annexe 6, partie 1, peut être inférieur à celui qui est déterminé conformément aux dispositions du § 9.2.7 à cause des considérations opérationnelles en cause.

9.3 Utilisation — Renseignements et procédures

9.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation, qui peuvent être admis d'une manière générale ou qui peuvent être définis dans l'Annexe 6, parties 1 et 2, et auxquels l'avion a été reconnu apte en vertu des dispositions du règlement applicable de navigabilité.

9.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'avion (avec indication de l'état de l'avion au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de l'équipage, de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable et de l'huile vidangeable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité d'huile non vidangeable, la quantité totale de fluide de refroidissement des moteurs et la quantité totale de fluide hydraulique.

9.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'avion considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

9.3.4 Renseignements sur la manœuvre de l'avion

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'avion. Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé, que les dispositions du § 2.3.4.3 exigent de déterminer, seront consignées dans le manuel de vol.

9.3.5 Emplacement de moindre risque pour une bombe

Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, il sera identifié dans l'avion un emplacement de moindre risque où une bombe ou un autre engin explosif peut être placé de façon à réduire au minimum les effets sur l'avion en cas de détonation.

9.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'avion seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipage de conduite l'obtention des performances consignées.

9.5 Manuel de vol de l'avion

L'utilisateur disposera d'un manuel de vol. Ce manuel identifiera clairement l'avion ou la série d'avions auxquels il s'applique. Sur le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, renseignements et procédures qui font l'objet des spécifications du présent chapitre.

9.6 Repères et plaques indicatrices

9.6.1 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipage de conduite pendant le vol.

9.6.2 Des repères, des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, dans les opérations de service au sol (par exemple remorquage, avitaillement), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité de vol.

CHAPITRE 10. MAINTIEN DE LA NAVIGABILITÉ — RENSEIGNEMENTS RELATIFS À LA MAINTENANCE

10.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'avion en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 10.2, 10.3 et 10.4.

10.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'avion et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

10.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

10.4 Renseignements relatifs à la maintenance découlant de l'approbation de la conception de type

Les tâches et les fréquences de maintenance que l'État de conception aura spécifiées comme étant obligatoires lors de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles.

CHAPITRE 11. SÛRETÉ

11.1 Avions utilisés pour des vols commerciaux intérieurs

Recommandation.— *Il est recommandé que tous les États contractants appliquent aux avions effectuant des vols commerciaux (services aériens) intérieurs les normes et les pratiques recommandées internationales figurant dans le présent chapitre.*

11.2 Emplacement de moindre risque pour une bombe

Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, lors de la conception de l'avion, on étudiera l'aménagement d'un emplacement de moindre risque pour une bombe, de façon à atténuer les effets sur l'avion et ses occupants.

11.3 Protection du poste de pilotage

Recommandation.— *Pour tous les avions dont le poste de pilotage doit être doté d'une porte approuvée, en vertu de l'Annexe 6, partie 1, chapitre 13, et pour lesquels une demande d'amendement du certificat de type visant à prendre en compte une conception de type dérivée est soumise à l'autorité nationale compétente, il est recommandé d'envisager de renforcer la cloison, le plancher et le plafond du poste de pilotage, s'ils sont accessibles aux passagers et à l'équipage de cabine pendant le vol, pour qu'ils résistent à la pénétration de projectiles d'armes légères et d'éclats de grenade ainsi qu'à l'intrusion par la force.*

Note.— Les normes et les pratiques recommandées relatives aux besoins en ce qui concerne la porte du poste de pilotage des avions commerciaux de transport de passagers figurent dans l'Annexe 6, partie 1, chapitre 13.

11.4 Conception de l'intérieur

Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60 et pour lesquels la demande de certification a été soumise le 12 mars 2000 ou après, on étudiera des caractéristiques de conception qui empêcheront la dissimulation facile d'armes, d'explosifs ou d'autres objets dangereux à bord des avions et qui faciliteront les procédures de recherche de ces objets.

PARTIE IIIB. AVIONS DE PLUS DE 5 700 KG POUR LESQUELS LA DEMANDE DE CERTIFICATION A ÉTÉ SOUMISE LE OU APRÈS LE 2 MARS 2004

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les avions désignés au § 1.1.2 pour lesquels une demande de délivrance d'un certificat de type a été soumise aux autorités nationales compétentes à compter du 2 mars 2004.

1.1.2 Sauf indication contraire, les normes et les pratiques recommandées de la présente partie s'appliqueront à tous les avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 5 700 kg et qui sont destinés au transport international de passagers, de marchandises ou d'articles postaux.

Note 1.— Les avions décrits au § 1.1.2 sont désignés avions de transport dans certains États.

Note 2.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.3 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les avions indiqués au § 1.1.2 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.4 Sauf indications contraires, les normes s'appliqueront à l'avion complet, y compris son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement.

1.2 Nombre de moteurs

L'avion sera équipé d'au moins deux moteurs.

1.3 Limites d'emploi

1.3.1 Des limites d'emploi seront fixées pour l'avion, son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement (voir § 7.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'avion est utilisé dans les limites spécifiées. Les limites d'emploi comprendront une marge de sécurité pour rendre extrêmement rare l'éventualité d'un accident.

1.3.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'avion, par exemple la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses, la température de l'air ambiant et les altitudes, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'avion satisfait aux normes correspondantes de la présente partie.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple, avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application des normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 1 —* Aviation de transport commercial international — Avions, *et Partie 2 —* Aviation générale internationale — Avions*).*

1.4 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'avion ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.5 Vérification de la conformité au règlement applicable

La façon de démontrer la conformité au règlement applicable de navigabilité garantira que, dans chaque cas, la précision obtenue est telle qu'elle donne une assurance suffisante du fonctionnement correct et sûr de l'avion, de ses éléments et de son équipement conformément aux exigences, dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs avions du type pour lequel le certificat de type est demandé, ou encore par des calculs (ou d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou ces autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'avion satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'avion dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'avion.

2.2 Performances

2.2.1 Des données suffisantes sur les performances de l'avion seront établies et indiquées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements qui sont nécessaires à la détermination de la masse totale maximale de l'avion au moment du décollage et qui permettront que le vol soit effectué avec une garantie raisonnable que l'avion atteindra les performances minimales de sécurité compte tenu des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol envisagé.

2.2.2 La réalisation des performances indiquées dans le manuel de vol de l'avion tiendra compte des performances humaines et, en particulier, n'exigera pas de l'équipage de conduite une habileté exceptionnelle ou une attention excessive.

Note.— Des éléments indicatifs sur les performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

2.2.3 Les données de performances indiquées dans le manuel de vol de l'avion seront compatibles avec les limites d'emploi du *§ 1.3.1* et avec les combinaisons logiquement possibles en service de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut modifier les performances.

2.2.4 Performances minimales

2.2.4.1 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 2 mars 2019, aux masses maximales de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage permises par les données de performances indiquées dans le manuel de vol (voir *§ 2.2.7.2*) en fonction de l'altitude ou de l'altitude-pression de l'aérodrome soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul et, pour les hydravions, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'avion sera capable de réaliser les performances minimales prescrites respectivement aux *§ 2.2.5 et 2.2.6*, sans considération d'obstacles ni de longueur de piste ou de plan d'eau.

Note.— Cette norme permet de consigner dans le manuel de vol la masse maximale au décollage et la masse maximale à l'atterrissage en fonction, par exemple :

— *de l'altitude de l'aérodrome,*

— *de l'altitude-pression au niveau de l'aérodrome, ou*

— *de l'altitude-pression et de la température atmosphérique au niveau de l'aérodrome,*

pour qu'elles soient facilement utilisables lors de l'application du règlement national sur les limites d'emploi relatives aux performances.

2.2.4.2 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 2 mars 2019, aux masses maximales de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage permises par les données de performances indiquées dans le manuel de vol (voir *§ 2.2.7.3*) en fonction de l'altitude de l'aérodrome ou de l'altitude-pression soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul et, pour les hydravions, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'avion sera capable de réaliser les performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.5 et 2.2.6, sans considération d'obstacles ni de longueur de piste ou de plan d'eau.

2.2.5 Décollage

a) L'avion sera capable de décoller en cas de défaillance du moteur le plus défavorable (voir § 2.2.7), le ou les moteurs en fonctionnement étant utilisés dans les limites d'emploi de la puissance ou de la poussée de décollage.

b) À la fin de la période pendant laquelle la puissance ou la poussée de décollage peut être utilisée, l'avion sera capable, avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement et l'autre ou les autres moteurs utilisés dans les limites de leur puissance ou poussée maximale continue, de poursuivre la montée jusqu'à une hauteur où il pourra se maintenir et poursuivre son vol et atterrir en sécurité.

c) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances minimales seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont indiquées dans le manuel de vol (voir § 2.2.7), l'écart par rapport aux valeurs indiquées ne sera pas excessif.

2.2.6 Atterrissage

a) En cas d'approche interrompue, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'approche et avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement, de poursuivre son vol jusqu'en un point d'où une autre approche pourra être effectuée.

b) En cas d'atterrissage interrompu, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'atterrissage, d'effectuer une ressource avec tous les moteurs en fonctionnement.

2.2.7 Données de performances

2.2.7.1 Les étapes ci-après seront considérées comme applicables :

a) *Décollage.* Les données de performances au décollage comprendront la distance accélération-arrêt et la trajectoire de décollage.

b) *Distances accélération-arrêt.* La distance accélération-arrêt sera la distance nécessaire pour effectuer la mise en vitesse et immobiliser l'avion ou, dans le cas d'un hydravion, pour effectuer la mise en vitesse et ralentir suffisamment, en admettant que le moteur le plus défavorable subisse une défaillance soudaine en un point au moins aussi éloigné du point de départ du décollage que le point admis pour la détermination de la trajectoire de décollage [voir § 2.2.7.1, alinéa c)]. De plus, pour les avions terrestres, cette distance sera basée sur l'exploitation avec l'ensemble des freins usés à la limite maximale de leur plage d'utilisation admissible.

c) *Trajectoire de décollage.* La trajectoire de décollage comprendra le roulement au sol ou l'hydroplanage, la montée initiale et la montée, en admettant que le moteur le plus défavorable subisse une défaillance soudaine au cours du décollage [voir § 2.2.7.1, alinéa b)]. La trajectoire de décollage sera programmée jusqu'à la hauteur à partir de laquelle l'avion pourra poursuivre son vol et atterrir en sécurité. La montée sera effectuée à une vitesse au moins égale à la vitesse de sécurité au décollage, déterminée conformément aux dispositions du § 2.3.2.4.

d) *Croisière.* Les performances ascensionnelles en croisière seront les performances de montée (ou de descente) de l'avion dans la configuration de croisière :

1) avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement ;

2) avec les deux moteurs les plus défavorables hors de fonctionnement, dans le cas d'avions équipés de trois moteurs au moins.

Le ou les moteurs en fonctionnement ne seront pas utilisés à une puissance supérieure à la puissance ou poussée maximale continue.

e) *Atterrissage. Données de performances d'atterrissage évaluées au moment du décollage.* La distance d'atterrissage sera la distance horizontale parcourue par l'avion à partir d'un point de la trajectoire d'approche situé à une hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, jusqu'au point de la surface d'atterrissage où l'avion s'immobilise ou, pour les hydravions, jusqu'au point où la vitesse tombe à une valeur suffisamment basse. La hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage et la vitesse d'approche seront déterminées en fonction des méthodes d'exploitation. Cette distance peut être complétée par les marges qui s'avéreraient nécessaires. En pareil cas, la hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, la vitesse d'approche et la marge de distance seront liées par une relation appropriée et tiendront compte à la fois des méthodes normales d'exploitation et de tout écart raisonnable par rapport à ces méthodes. Pour les avions terrestres, cette distance sera basée sur l'exploitation avec l'ensemble des freins usés à la limite maximale de leur plage d'utilisation admissible.

Note.— Si les données de performances d'atterrissage ou d'amerrissage évaluées au moment du décollage comprennent la marge de distance spécifiée dans la présente norme, il n'est pas nécessaire de tenir compte des variations prévues dans la technique d'approche et d'atterrissage ou d'amerrissage en appliquant les dispositions du § 5.2.11 de l'Annexe 6, partie 1.

f) *Atterrissage. Données de performances évaluées au moment de l'atterrissage.* La distance d'atterrissage sera la distance horizontale parcourue par l'avion à partir d'un point de la trajectoire d'approche jusqu'au point de la surface d'atterrissage où l'avion s'immobilise ou, pour les hydravions, jusqu'au point où la vitesse tombe à une valeur suffisamment basse. La vitesse d'approche, l'utilisation de dispositifs de décélération et la partie en vol de la distance d'atterrissage seront conformes aux méthodes normales d'exploitation en vigueur et en tiendront compte directement. Cette distance peut être complétée par les marges qui s'avéreraient nécessaires. Pour les avions terrestres, cette distance sera basée sur l'exploitation avec l'ensemble des freins usés à la limite maximale de leur plage d'utilisation admissible.

2.2.7.2 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 2 mars 2019, des données de performances seront établies et indiquées dans le manuel de vol, afin que l'application de ces données au moyen des règles d'exploitation mentionnées au § 5.2 de l'Annexe 6, partie 1, permette d'établir une relation de sécurité entre les performances de l'avion et les caractéristiques des aérodromes et des routes aériennes que l'avion est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront déterminées et indiquées dans le manuel de vol pour les phases décrites dans les alinéas a) à e) du § 2.2.7.1 et pour les gammes de masse, d'altitude ou d'altitude-pression, de vitesse du vent, de pente de la surface de décollage et d'atterrissage pour les avions terrestres, ou de conditions du plan d'eau, de densité de l'eau et de force du courant pour les hydravions, suivant le cas, et pour toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité.

2.2.7.3 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 2 mars 2019, des données de performances seront établies et indiquées dans le manuel de vol, afin que l'application de ces données au moyen des règles d'exploitation mentionnées au § 5.2 de l'Annexe 6, partie 1, permette d'établir une relation de sécurité entre les performances de l'avion et les caractéristiques des aérodromes et des routes aériennes que l'avion est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront déterminées et indiquées pour les phases décrites dans les alinéas a) à f) du § 2.2.7.1 et pour les gammes de masse, d'altitude-pression, de température ambiante, de vitesse du vent, et pour toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité. De plus, les données de performances au décollage et au moment de l'atterrissage comprendront les effets de la pente et des conditions (sèche, mouillée ou contaminée) de la surface de décollage et d'atterrissage pour les avions terrestres, ou des conditions du plan d'eau, de la densité de l'eau et de la force du courant pour les hydravions. Les données de performances d'atterrissage évaluées lors du décollage doivent être déterminées uniquement en fonction des températures diurnes normales et d'une surface d'atterrissage horizontale et sèche pour les avions terrestres, mais elles doivent inclure les effets des conditions du plan d'eau, de la densité de l'eau et de la force du courant pour les hydravions.

2.3 Qualités de vol

2.3.1 L'avion satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'avion est approuvé.

2.3.2 Manœuvrabilité et maniabilité

2.3.2.1 L'avion sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice ou de poussée et changements de configuration de l'avion), sans que le pilote ait à faire preuve d'une habileté, d'une attention ou d'une vigueur exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Une technique permettant de manœuvrer l'avion avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.2.2 *Manœuvrabilité à la surface.* L'avion sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.2.3 *Manœuvrabilité au décollage.* L'avion sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage, lorsque l'avion est manœuvré de la manière correspondant aux trajectoires de décollage et aux distances accélération-arrêt consignées dans le manuel de vol.

2.3.2.4 *Vitesse de sécurité au décollage.* Les vitesses de sécurité au décollage admises pour déterminer les performances au décollage (lorsque l'avion a quitté le sol ou l'eau) comprendront une marge suffisante au-dessus de la vitesse de décrochage et au-dessus de la vitesse minimale à laquelle l'avion reste manœuvrable après une défaillance soudaine du moteur le plus défavorable.

2.3.3 Compensation

Les caractéristiques de compensation de l'avion seront telles que l'attention exigée du pilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de

cette attention et de ces efforts. Cette norme s'appliquera aux cas de vol normaux et aux cas de vol avec défaillance d'un ou de plusieurs moteurs pour lesquels les caractéristiques de performances sont déterminées.

2.4 Stabilité et contrôle

2.4.1 Stabilité

La stabilité de l'avion, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesse), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du pilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'avion ne sera cependant pas telle que le pilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'avion risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence. Il sera démontré qu'une combinaison quelconque de pannes ou de conditions exigeant de déployer une habileté de pilotage est extrêmement improbable. La stabilité peut être obtenue par un moyen naturel ou artificiel, ou par une combinaison des deux. Si la conformité aux caractéristiques de vol exigées dépend d'un système d'augmentation de la stabilité ou de tout autre système automatique ou assisté, elle sera démontrée en fonction du § 4.2 de la présente partie.

2.4.2 Décrochage

2.4.2.1 *Avertissement de décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances ou poussées admissibles, sauf celles qui ne sont pas jugées essentielles à la sécurité du vol, aussi bien en ligne droite qu'en virage, le pilote sera prévenu, sans ambiguïté, de l'approche du décrochage. L'avertissement de l'approche du décrochage et les autres caractéristiques de l'avion seront tels qu'ils permettront au pilote d'éviter le décrochage après le début de l'avertissement et, sans modifier la puissance ou la poussée, de garder parfaitement la maîtrise de l'avion.

2.4.2.2 *Comportement de l'avion à la suite d'un décrochage.* Dans toutes les configurations et à tous les niveaux de puissance ou de poussée pour lesquels l'aptitude à rétablir l'avion après un décrochage est jugée essentielle, le comportement de l'avion après un décrochage ne sera pas tel qu'il soit difficile d'effectuer un rétablissement rapide sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'avion.

2.4.2.3 *Vitesses de décrochage.* Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé dans les configurations correspondant à chaque phase de vol (par exemple décollage, croisière et atterrissage) seront déterminées. Une des déterminations sera effectuée à une puissance ou poussée inférieure ou égale à la puissance ou poussée nécessaire pour obtenir une poussée nulle à une vitesse à peine supérieure à la vitesse de décrochage.

2.4.3 Vibrations aéroélastiques et autres vibrations

2.4.3.1 Il sera démontré par une analyse et des essais appropriés ou toute combinaison de ces deux méthodes que, dans les limites d'emploi de l'avion (voir § 1.3.2), pour aucune des configurations ni à aucune des vitesses, il ne se produit dans aucune partie de l'avion de vibrations aéroélastiques ou d'autres vibrations excessives. L'avion ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de détériorer la structure.

2.4.3.2 L'avion ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de compromettre les manœuvres ou d'imposer à l'équipage de conduite une fatigue excessive.

Note.— Dans son rôle d'avertisseur de décrochage, le buffeting est utile et les présentes dispositions ne visent pas à l'éliminer.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

3.1.1 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, la structure de l'avion, après la conception et la construction, sera fournie accompagnée d'instructions d'entretien et de réparation, dans le but d'éviter une panne catastrophique pendant toute sa vie utile.

3.1.2 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, la structure de l'avion, après la conception et la construction, sera fournie accompagnée d'instructions d'entretien et de réparation, dans le but d'éviter une panne dangereuse ou catastrophique pendant toute sa vie utile.

3.2 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.3 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits au § 3.6, seront considérées comme des charges limites.

3.4 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits au § 3.6, aucune partie de la structure de l'avion ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'avion sera capable de supporter la charge ultime.

3.5 Vitesses

3.5.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale pour lesquelles la structure de l'avion est calculée. Afin d'éviter des dépassements par inadvertance, dues à des excursions ou à des variations atmosphériques, les vitesses de calcul devront assurer une marge suffisante pour l'établissement de vitesses limites d'utilisation pratiques. Les vitesses de calcul devront être suffisamment supérieures à la vitesse de décrochage de l'avion pour assurer une protection contre la perte de maîtrise en air turbulent. Il faudra envisager d'établir une vitesse de manœuvre de calcul, une vitesse de calcul en croisière, une vitesse en piqué calculée et toutes autres vitesses de calcul nécessaires pour les configurations à grande portance ou autres dispositifs spéciaux.

3.5.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol parmi les limites d'emploi (voir § 7.2).

3.6 Résistance

3.6.1 Tous les éléments structuraux seront conçus pour supporter les charges maximales prévues en service, dans toutes les conditions d'utilisation prévues, sans défaillance, déformation permanente ou perte de fonctionnalité. Pour la détermination de ces charges, il sera tenu compte des éléments suivants :

a) la durée de vie prévue de l'avion ;

b) l'environnement de rafales verticales et horizontales, compte tenu des variations prévues de la trajectoire et des configurations de charge ;

c) le spectre de manœuvre, compte tenu des variations de trajectoire, et des configurations de charge ;

d) les cas de charges dissymétriques aussi bien que les cas de charges symétriques ;

e) les charges au sol et à flot, et notamment les charges en circulation au sol, à l'atterrissage et au décollage, et les charges de manutention au sol et sur l'eau ;

f) la plage de vitesses de l'avion, compte tenu des caractéristiques et des limites d'utilisation de l'avion ;

g) les charges de vibration et de buffeting ;

h) la corrosion ou autre dégradation, étant donné la maintenance spécifiée, et les divers environnements d'utilisation ;

i) toutes autres charges, comme les charges sur les commandes de vol, les charges dues à la pressurisation de la cabine, les charges dues au fonctionnement des moteurs ou les charges dynamiques dues aux changements de la configuration permanente.

3.6.2 La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière.

3.7 Survivabilité

L'avion sera conçu de façon à offrir aux occupants la protection maximale possible en cas de défaillance structurale, ou en cas de dommage dû à un impact au sol, sur l'eau ou contre un objet. Seront pris en compte au moins les éléments suivants :

a) impact probable d'oiseaux ;

b) absorption d'énergie, par la cellule, les sièges et dispositifs de retenue des occupants ;

c) le comportement probable de l'avion lors d'un amerrissage forcé ;

d) la possibilité de sortie dans le délai le plus court possible.

3.8 Durabilité de la structure

3.8.1 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, la conception et la construction de l'avion seront, chaque fois que cela est possible, conformes aux principes de tolérance aux dommages et telles que l'éventualité d'une défaillance catastrophique pendant la durée de vie de l'appareil sera extrêmement rare, compte tenu :

a) de l'environnement prévu ;

b) des charges répétées prévues qui s'exercent en service ;

c) des vibrations prévues du fait de l'interaction aérodynamique ou de sources internes ;

d) des cycles thermiques ;

e) des dommages accidentels ou provenant d'une source discrète ;

f) de la corrosion ou autre dégradation probable ;

g) de la maintenance spécifiée ;

h) des réparations structurales probables.

3.8.2 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, la conception et la construction de l'avion seront, chaque fois que cela est possible, conformes aux principes de tolérance aux dommages et de sécurité intégrée et telles qu'elles permettront d'éviter une défaillance catastrophique pendant la durée de vie de l'appareil, compte tenu :

a) de l'environnement prévu ;

b) des charges répétées prévues qui s'exercent en service ;

c) des vibrations prévues du fait de l'interaction aérodynamique ou de sources internes ;

d) des cycles thermiques ;

e) des dommages accidentels ou provenant d'une source discrète ;

f) de la corrosion ou autre dégradation probable ;

g) des dommages dus à la fatigue générale ;

h) de la maintenance spécifiée ;

i) des réparations structurales probables.

Note.— L'expression « chaque fois que cela est possible » vise à faire en sorte que, dans les cas où l'on ne peut réaliser une structure efficace du point de vue de la tolérance aux dommages compte tenu de limitations de géométrie ou d'inspectabilité ou de bonnes méthodes de conception, la structure puisse être conçue en fonction de principes d'évaluation de la fatigue (durée de vie assurée). Le train d'atterrissage, les pylônes des réacteurs et leurs attaches sont des exemples types d'éléments qui pourraient ne pas être adaptables aux principes de tolérance aux dommages.

3.9 Facteurs spéciaux

Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les éléments (c'est-à-dire moulages, roulements ou raccords) dont la résistance est sujette à variation en raison des processus de fabrication, d'une détérioration en service ou de toute autre cause seront pris en compte au moyen d'un facteur approprié.

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

4.1.1 Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'avion fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

4.1.2 Vérification des parties mobiles

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'avion sera démontré afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.3 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'avion essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul. Il sera dûment tenu compte des effets des matériaux sur les occupants de l'avion et autres personnes au sol, et sur l'environnement en général, dans les situations normales et dans les cas d'urgence.

4.1.4 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.5 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.6 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'avion qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.2 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipage à garder la maîtrise de l'avion en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de telle manière que :

1) chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et la précision convenant à sa fonction ;

2) la sécurité de la poursuite du vol ou de l'atterrissage de l'avion ne sera pas compromise par :

i) quelque panne simple que ce soit de la timonerie dont il n'a pas été démontré qu'elle était extrêmement improbable ;

ii) quelque événement que ce soit qui se traduit par le grippage d'une commande de vol dans une position normale des commandes de vol, quelle qu'elle soit ;

3) les risques de coincement, de manœuvre involontaire et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des gouvernes seront réduits au minimum ;

4) chaque élément de chaque timonerie sera conçu ou marqué de façon particulière et permanente de façon à réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement du système ;

b) *Survivabilité des systèmes.*

1) Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, les systèmes de bord seront conçus, disposés et séparés physiquement pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après tout événement ayant entraîné des dommages à la structure ou aux systèmes de l'avion.

2) **Recommandation.—** *Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg mais non supérieure à 45 500 kg, il est recommandé que les systèmes de bord soient conçus, disposés et physiquement séparés pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après tout événement ayant entraîné des dommages à la structure ou aux systèmes de l'avion.*

c) *Poste d'équipage.* Le poste d'équipage sera conçu de manière à réduire au minimum les risques de manœuvre incorrecte ou incomplète des commandes par suite de la fatigue, d'une confusion ou d'entraves quelconques. Il sera tenu compte au moins des éléments suivants : disposition et identification des commandes et instruments, rapidité d'identification des cas d'urgence, réactions des commandes, ventilation, chauffage et insonorisation.

d) *Champ de vision du poste de pilotage.* Le poste de pilotage sera aménagé de manière à offrir un champ de vision étendu, clair et sans distorsion, suffisant pour assurer la sécurité d'utilisation de l'avion, et à éliminer tout éblouissement ou réflexion susceptible de gêner la vision de l'équipage de conduite. Le pare-brise sera techniquement conçu pour permettre, en cas de précipitation atmosphérique, une visibilité suffisante pour le pilotage normal et l'exécution d'approches et d'atterrissages.

e) *Cas d'urgence.* L'avion sera doté de moyens qui assurent la prévention automatique des cas d'urgence résultant des défaillances possibles de l'équipement ou des systèmes susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion, ou qui permettent à l'équipage de faire face à ces cas d'urgence. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les performances et les limites d'emploi spécifiées dans la présente Annexe et l'Annexe 6, parties 1 et 2, couvrent le cas de défaillances.

f) *Précautions contre l'incendie.*

1) La conception de l'avion et les matériaux utilisés pour sa fabrication seront tels qu'ils réduisent au minimum les risques d'incendies en vol ou à la surface et la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie, et qu'ils retardent l'occurrence d'un embrasement généralisé causé par un dégagement de chaleur dans la cabine. Des moyens seront prévus pour circonscrire ou pour déceler et éteindre, sans créer de risques supplémentaires pour l'avion, les incendies qui pourraient se produire. Les toilettes installées dans les avions seront équipées d'un détecteur de fumée et d'un système incorporé d'extinction d'incendie pour chaque récipient prévu pour le rejet des serviettes, du papier ou des rebuts ;

2) Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention seront prises pour réduire au minimum le risque qu'un incendie non confiné se produise dans les parties de l'avion contenant un grand nombre de câbles ou d'équipements auxquels il n'est pas normalement possible d'avoir accès pendant le vol.

Note.— Les mesures de prévention peuvent comprendre le choix de matériaux appropriés et des types d'équipement installés dans ces parties de l'avion, ainsi que la réduction des sources potentielles d'inflammation, généralement en empêchant l'entrée de carburant ou de vapeurs de carburant, en renforçant les normes sur la réduction de l'inflammabilité du câblage de l'avion ou en améliorant la détection de surchauffe et de fumée et la signalisation de leur présence à l'équipage de conduite, etc.

g) *Compartiment fret et protection contre l'incendie.*

1) Chaque compartiment fret sera équipé d'un système incorporé de détection d'incendie et de moyens d'éteindre un incendie, sauf lorsque la présence d'un incendie serait aisément découverte par un membre d'équipage se trouvant à son poste et que le membre d'équipage a un moyen d'éteindre rapidement l'incendie.

2) Les moyens d'éteindre un incendie dans chaque compartiment fret qui n'est pas accessible à un membre d'équipage comprendront un système incorporé d'extinction d'incendie.

3) Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, la conception des systèmes d'extinction d'incendie du compartiment fret, y compris des agents extincteurs, tiendra compte de l'éventualité d'un incendie soudain et étendu, comme celui qui pourrait être causé par un engin explosif ou incendiaire.

4) Dans le cas des avions pour lesquels le premier certificat de navigabilité individuel est délivré le 1er janvier 2025 ou après, les éléments de conception de l'avion associés à la protection incendie des compartiments fret, et un récapitulatif des normes reconnues qui ont été prises en considération dans le processus de certification de l'avion seront incorporés à la documentation requise de l'avion et mis à la disposition de l'exploitant.

Note.— Des éléments indicatifs sur les éléments du système de protection incendie des compartiments fret et les normes reconnues correspondantes figurent dans le Doc 10102, Orientations pour la sécurité des opérations impliquant les compartiments de fret d'avions.

h) *Protection des occupants.*

1) À partir de 24 février 2013, lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention seront prises contre la possibilité de décompression accidentelle de la cabine et contre la présence de fumées ou de gaz toxiques susceptibles de causer l'incapacité des occupants.

2) En outre, dans le cas d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, il sera prévu, lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention pour les cas de décompression accidentelle de la cabine et pour les cas de présence de fumée ou de

gaz toxiques qui pourraient être causés par des engins explosifs ou incendiaires ou par des marchandises dangereuses, qui risquent de causer l'incapacité des occupants.

3) **Recommandation.—** *Dans le cas d'un avion dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg mais non supérieure à 45 500 kg, il est recommandé de prévoir, lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention pour les cas de décompression accidentelle de la cabine et pour les cas de présence de fumée ou de gaz toxiques, y compris ceux qui pourraient être causés par des engins explosifs ou incendiaires ou par des marchandises dangereuses, qui risquent de causer l'incapacité des occupants.*

i) *Protection du poste de pilotage contre les fumées.*

1) Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, il sera prévu des moyens pour limiter le plus possible l'entrée dans le poste de pilotage de fumées ou de vapeurs toxiques produites par une explosion ou un incendie à bord de l'avion.

2) **Recommandation.—** *Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 5 700 kg mais non supérieure 45 500 kg, il est recommandé de prévoir des moyens permettant de limiter le plus possible l'entrée dans le poste de pilotage de fumées ou de vapeurs toxiques produites par une explosion ou un incendie à bord de l'avion.*

4.3 Aéroélasticité

L'avion ne présentera pas de vibrations aéroélastiques, de divergence structurale ou de perte de maîtrise résultant d'une déformation de sa structure ou d'effets aéroélastiques, pour toutes les vitesses comprises dans l'enveloppe de conception et pour des vitesses supérieures à ces limites, pour qu'il soit conforme au § 1.3.1. Il sera tenu compte des caractéristiques de l'avion et des différences dans les aptitudes du pilote et dans la charge de travail. Les limites acceptables pour les gouvernes de même que la façon dont ces limites doivent être surveillées seront spécifiées de façon à garantir que l'avion ne présente pas de problèmes aéroélastiques pendant sa durée de vie.

4.4 Aménagements pour les occupants

4.4.1 Sièges et systèmes de retenue

Des sièges et systèmes de retenue adéquats seront fournis aux occupants, compte tenu des charges en vol et charges d'atterrissage d'urgence susceptibles de se produire. On prendra soin de réduire au minimum le risque de blessures des occupants par suite de contact avec les structures environnantes pendant l'utilisation de l'avion.

4.4.2 Environnement de la cabine

Des systèmes de ventilation, de chauffage et, selon le cas, de pressurisation seront conçus afin d'offrir dans la cabine un environnement adéquat dans les conditions d'utilisation prévues en vol et au sol ou sur l'eau. La conception des systèmes tiendra également compte des conditions d'urgence probables.

4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

4.5.1 La métallisation et la protection contre la foudre et l'électricité statique seront telles qu'elles :

a) protègent l'avion, ses systèmes, ses occupants et ceux qui entrent en contact avec l'avion au sol ou sur l'eau des effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

4.5.2 L'avion sera aussi protégé contre les effets catastrophiques de la foudre. Il sera dûment tenu compte des matériaux utilisés dans la construction de l'avion.

4.6 Atterrissage d'urgence

4.6.1 Lors de la conception de l'avion, des dispositions seront prises pour protéger les occupants, en cas d'atterrissage d'urgence, contre l'incendie et les effets directs de la décélération ainsi que contre les blessures dues aux effets de la décélération sur l'équipement intérieur de l'avion.

4.6.2 Des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'avion en passagers et en équipage et il sera démontré qu'ils conviennent à leur finalité.

4.6.3 L'aménagement intérieur de la cabine ainsi que l'emplacement et le nombre des issues de secours, y compris les moyens de localiser et d'éclairer les voies et issues d'évacuation, devront faciliter l'évacuation rapide de l'avion dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence.

4.6.4 Les avions dont le certificat prévoit le cas d'amerrissage forcé seront conçus de manière à donner le maximum de garantie pour que, en cas d'amerrissage forcé, les passagers et l'équipage puissent évacuer l'avion en toute sécurité.

4.7 Manutention à la surface

Des dispositions efficaces seront prises pour réduire au minimum les risques de dégâts que les opérations normales de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage) pourraient faire subir aux éléments de l'avion essentiels à la sécurité d'utilisation, dégâts qui pourraient passer inaperçus. Il pourrait être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. GROUPE MOTOPROPULSEUR

5.1 Moteurs

Les normes de la partie VI de la présente Annexe s'appliqueront à chaque moteur utilisé comme organe de propulsion primaire de l'avion.

5.2 Hélices

Les normes de la partie VII de la présente Annexe s'appliqueront à chaque hélice de l'avion.

5.3 Installation motrice

5.3.1 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et hélices

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs et hélices (s'il y a lieu) puissent fonctionner de façon sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'avion pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs et hélices, établies conformément aux dispositions du présent chapitre et des parties VI et VII.

5.3.2 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas d'une installation où, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur augmenterait le risque d'incendie ou de rupture grave de la structure, l'équipage disposera de moyens pour arrêter la rotation de ce moteur en vol, ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

5.3.3 Installation turbomachine

Pour une installation turbomachine :

a) la conception sera telle qu'elle réduit au minimum les risques pour l'avion en cas de défaillance de parties tournantes d'un moteur, ou d'incendie moteur qui se propage à travers le carter moteur ;

b) l'installation motrice sera conçue pour qu'on ait l'assurance raisonnable que les limites d'utilisation du moteur qui ont une incidence négative sur l'intégrité structurale des parties tournantes ne seront pas dépassées en service.

5.3.4 Redémarrage des moteurs

L'avion sera doté de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

5.3.5 Disposition et fonctionnement

5.3.5.1 *Indépendance des moteurs.* Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, le groupe motopropulseur sera disposé de façon que l'on puisse commander et faire fonctionner chaque moteur, avec ses accessoires, indépendamment des autres ; il existera au moins une configuration du groupe motopropulseur et de ses accessoires pour laquelle une défaillance quelconque (à moins que l'éventualité d'une telle défaillance soit extrêmement rare) ne risque pas d'entraîner une perte de puissance plus grande que celle résultant de la défaillance totale du moteur le plus défavorable.

5.3.5.2 *Indépendance des moteurs et des accessoires.* Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les moteurs et leurs accessoires seront disposés et isolés les uns des autres de manière à permettre, dans au moins une configuration, un fonctionnement tel qu'une panne ou une anomalie d'un moteur, ou d'un accessoire qui peut perturber le fonctionnement du moteur :

a) n'empêchera pas l'autre ou les autres moteurs de continuer à fonctionner en toute sécurité ; ou

b) n'exigera pas l'intervention immédiate d'un membre de l'équipage pour assurer la sécurité du fonctionnement.

5.3.5.3 *Vibrations de l'hélice.* Les contraintes de vibrations de l'hélice seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'avion.

5.3.5.4 *Refroidissement.* Le circuit de refroidissement sera capable de maintenir la température des éléments du groupe motopropulseur et des fluides à l'intérieur des limites fixées (voir § 5.3.1) pour des températures de l'air atteignant la température maximale correspondant à l'utilisation prévue de l'avion. La température maximale et, s'il y a lieu, la température minimale de l'air ambiant pour lesquelles il a été montré que le groupe motopropulseur peut fonctionner seront consignées dans le manuel de vol.

5.3.5.5 *Accessoires.* Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et autres circuits associés au groupe motopropulseur seront capables d'alimenter chaque moteur conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influencent le fonctionnement des circuits (par exemple puissance ou poussée, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

5.3.5.6 *Protection contre l'incendie.* Pour les zones du groupe motopropulseur particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.2, alinéa f) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux ignifugés, des autres zones de l'avion où un incendie risquerait de compromettre la poursuite du vol ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones seront résistants au feu. Le drainage de chaque zone sera prévu, pour réduire au minimum les dangers découlant de la défaillance de tout élément contenant des fluides inflammables. L'avion sera doté de moyens permettant à l'équipage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement des fluides inflammables dans ces zones. S'il y a des sources de fluides inflammables dans ces zones, l'ensemble des circuits connexes qui se trouvent également dans ces zones, y compris les supports, seront à l'épreuve du feu ou protégés contre l'action du feu.

c) *Détecteurs d'incendie.* Des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones.

d) *Matériel d'extinction.* Ces zones seront dotées d'un matériel d'extinction suffisant pour éteindre tout incendie susceptible de s'y déclarer, à moins qu'en raison du degré d'isolement, de la quantité de combustible, des qualités de résistance à l'incendie de la structure et d'autres facteurs, les incendies susceptibles de se déclarer dans l'une de ces zones ne risquent pas de compromettre la sécurité de l'avion.

CHAPITRE 6. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

6.1 Généralités

6.1.1 L'avion sera doté des instruments, de l'équipement et des systèmes approuvés, y compris les systèmes de guidage et systèmes de gestion de vol, qui sont nécessaires à la sécurité d'exploitation dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera doté notamment des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipage d'utiliser l'avion dans les limites d'emploi. La conception de ces instruments et équipement respectera les principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les avions utilisés dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, parties 1 et 2, prescrit, en sus de l'équipement minimal exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité, l'installation d'un équipement et d'instruments supplémentaires.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

6.1.2 La conception des instruments, de l'équipement et des systèmes exigés au § 6.1.1 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence sur l'aéronef et ses occupants, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils accomplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électrique entre eux est réduit au minimum.

6.1.3 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes et pour lui permettre de prendre des mesures correctrices.

6.1.4 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de manière telle que le système pourra fournir les charges au kilowatt pendant l'exploitation normale de l'avion et les charges au kilowatt essentielles après des pannes qui ont une incidence sur le système de production électrique et dans des conditions environnementales attendues.

6.1.5 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui satisfait aux spécifications de la présente section, notamment celles du § 6.1.2, alinéas a) et b).

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

6.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

6.3 Équipement de secours et de survie

L'équipement de secours et de survie prescrit, que l'équipage ou les passagers peuvent avoir à utiliser ou à mettre en œuvre en cas d'urgence, sera fiable, accessible et identifiable, et portera clairement l'indication de son mode d'emploi.

6.4 Feux de position et feux anticollision

6.4.1 Les feux spécifiés dans l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, que doivent porter les avions en vol ou se déplaçant sur l'aire de mouvement d'un aérodrome, auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent au pilote d'un autre aéronef ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et pour exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel clair étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions de faible luminosité du fond de jour. En outre, des situations propices à l'abordage ont plus de chances de se produire dans les régions de contrôle terminales où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs avec des vitesses de rapprochement qui ont peu de chances de dépasser 900 km/h (500 kt).

6.4.2 Les feux seront disposés sur les avions de façon à réduire au minimum le risque que ces feux gênent les équipages de conduite dans l'exercice de leurs fonctions.

Note.— Afin d'éviter les effets mentionnés au § 6.4.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au pilote les moyens de régler l'intensité des feux à éclats.

6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques de l'avion, en particulier les systèmes critiques et essentiels pour le vol, seront protégés contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes aussi bien qu'externes.

6.6 Protection givrage

Si la certification pour le vol en conditions givrantes est requise, il sera démontré que l'avion est capable de fonctionner en toute sécurité dans toutes les conditions givrantes qui sont susceptibles de survenir dans tous les environnements d'utilisation prévus.

CHAPITRE 7. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

7.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'avion seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle.

7.2 Limites d'emploi

7.2.1 Les limites d'emploi qui pourraient être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées. Elles seront corrigées au besoin compte tenu des erreurs de mesure, afin que l'équipage de conduite puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

7.2.2 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.3.2).

7.2.3 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.5) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'avion ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration et des autres éléments appropriés.

7.2.4 Limites relatives au groupe motopropulseur

Les limites relatives au groupe motopropulseur comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments du groupe motopropulseur de l'avion (voir § 5.3.1 et 5.3.5.4).

7.2.5 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'avion.

7.2.6 Limites d'emploi diverses

Ces limites comprendront toutes les limites qui portent sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion (voir § 1.3.1).

7.2.7 Limites relatives à l'équipage

Les limites relatives à l'équipage comprendront l'effectif minimal de l'équipage de conduite nécessaire pour utiliser l'avion, compte tenu, entre autres, des possibilités d'accès des membres d'équipage à toutes les commandes et instruments nécessaires, et de l'exécution des procédures d'urgence applicables.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipage minimal sont définis dans l'Annexe 6, parties 1 et 2.

7.2.8 Limites relatives au temps de vol après une panne de système ou de moteur

Les limites applicables aux systèmes comprendront le temps de vol maximal pour lequel la fiabilité de chaque système a été établie dans le cadre de l'approbation de vol d'avions équipés de deux turbomachines au-delà du seuil de temps établi conformément aux dispositions du § 4.7 de l'Annexe 6, partie 1.

Note.— Le temps maximal établi pour une route particulière conformément aux dispositions du § 4.7 de l'Annexe 6, partie 1, peut être inférieur à celui qui est déterminé conformément aux dispositions du § 7.2.8 à cause des considérations opérationnelles en cause.

7.3 Utilisation — Renseignements et procédures

7.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation auxquels l'avion a été reconnu apte en vertu des dispositions du règlement applicable de navigabilité.

7.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'avion (avec indication de l'état de l'avion au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de l'équipage, de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable et de l'huile vidangeable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité d'huile non vidangeable, la quantité totale de fluide de refroidissement des moteurs et la quantité totale de fluide hydraulique.

7.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'avion considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

7.3.4 Renseignements sur la manœuvre de l'avion

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'avion. Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé, que les dispositions du § 2.4.2.3 exigent de déterminer, seront consignées dans le manuel de vol.

7.3.5 Emplacement de moindre risque pour une bombe

Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, il sera identifié dans l'avion un emplacement de moindre risque où une bombe ou un autre engin explosif peut être placé de façon à réduire au minimum les effets sur l'avion en cas de détonation.

7.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'avion seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances ou poussées envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipage de conduite l'obtention des performances consignées.

7.5 Manuel de vol

L'utilisateur disposera d'un manuel de vol. Ce manuel identifiera clairement l'avion ou la série d'avions auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, renseignements et procédures spécifiés aux § 7.2, 7.3, 7.4 et 7.6.1.

7.6 Repères et plaques indicatrices

7.6.1 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipage de conduite pendant le vol.

7.6.2 Des repères, des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, dans les opérations de service au sol (par exemple remorquage, avitaillement), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité de vol.

7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

7.7.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'avion en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 7.7.2, 7.7.3 et 7.7.4.

7.7.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'avion et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

7.7.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

Note.— L'élaboration de renseignements préliminaires relatifs au programme de maintenance au moment de la certification de type de l'avion est parfois appelée processus de la Commission de révision de maintenance (MRB).

7.7.4 Prescriptions de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les prescriptions de maintenance obligatoires spécifiées par l'État de conception dans le cadre de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance indiqués au § 7.7.3.

Note.— Les prescriptions obligatoires établies dans le cadre de l'approbation de la conception de type sont souvent appelées spécifications de maintenance pour la certification (CMR) ou limitations de navigabilité.

CHAPITRE 8. RÉSISTANCE À L'ÉCRASEMENT ET SÉCURITÉ DANS LA CABINE

8.1 Généralités

La résistance à l'écrasement sera prise en compte dans la conception des avions, afin d'améliorer la probabilité de survie des occupants.

8.2 Charges à l'atterrissage calculées pour les cas d'urgence

8.2.1 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, les charges d'atterrissage d'urgence (écrasement) seront déterminées pour toutes les catégories d'avion de façon à permettre que les aménagements intérieurs et commerciaux, les structures-supports et l'équipement de sécurité soient conçus pour assurer une possibilité maximale de survie des occupants. Les points à considérer comprendront :

a) les effets dynamiques ;

b) les critères de retenue pour les éléments qui pourraient poser un danger ;

c) la distorsion du fuselage dans les zones des sorties d'urgence ;

d) l'intégrité et la position des réservoirs de carburant ;

e) l'intégrité des systèmes des circuits électriques pour éviter les sources d'incendie.

8.2.2 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les charges d'atterrissage d'urgence (écrasement) seront déterminées de façon à permettre que les aménagements intérieurs et commerciaux, les structures-supports et l'équipement de sécurité soient conçus pour protéger les occupants en cas d'atterrissage d'urgence. Les points à considérer comprendront :

a) les effets dynamiques ;

b) les critères de retenue pour les éléments qui pourraient poser un danger ;

c) la déformation du fuselage dans les zones des sorties d'urgence ;

d) l'intégrité et la position des réservoirs de carburant ;

e) l'intégrité des systèmes des circuits électriques pour éviter les sources d'incendie.

8.3 Protection incendie dans la cabine

La cabine sera conçue de façon à ce que les occupants soient protégés contre l'incendie en cas de pannes de systèmes en vol ou en cas d'écrasement. Les points à considérer comprendront :

a) l'inflammabilité des matériaux de l'aménagement de la cabine ;

b) la résistance au feu et la production de fumée et de vapeurs toxiques ;

c) l'installation de dispositifs de sécurité pour permettre une évacuation en toute sécurité ;

d) l'équipement de détection incendie et de lutte contre l'incendie.

8.4 Évacuation

Il sera prévu dans l'avion suffisamment de sorties d'urgence pour offrir aux occupants le maximum de chances d'évacuer la cabine dans un délai approprié. Les points à prendre en compte comprendront :

a) le nombre et la disposition des sièges ;

b) le nombre, l'emplacement et la dimension des sorties ;

c) le marquage des sorties et la fourniture d'instructions d'utilisation ;

d) les obstructions probables des sorties ;

e) le fonctionnement des sorties ;

f) l'emplacement et le poids du matériel d'évacuation aux sorties, par exemple les toboggans et les radeaux.

8.5 Balisage lumineux et marquage

Un balisage lumineux d'urgence offrant les caractéristiques suivantes sera installé :

a) fonctionnement indépendant de l'alimentation électrique principale ;

b) allumage automatique en cas de perte de la puissance normale/impact ;

c) indication visuelle du chemin vers les issues de secours lorsque la cabine est remplie de fumée ;

d) éclairage à l'intérieur et à l'extérieur de l'avion pendant l'évacuation ;

e) aucun danger supplémentaire en cas de déversement de carburant.

8.6 Matériel de survie

L'avion sera équipé de façon à fournir à l'équipage et aux occupants le maximum de chances de survivre dans l'environnement extérieur escompté pendant une période de temps raisonnable. Les points à considérer comprendront :

a) nombre de radeaux de sauvetage et de gilets de sauvetage ;

b) matériel de survie adapté à l'environnement probable ;

c) radios d'urgence et fusées de détresse ;

d) radiophares de détresse automatiques.

CHAPITRE 9. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

9.1 Généralités

La conception de l'avion sera telle qu'elle permet l'exploitation sûre dans les limites de performance de ses passagers et de ceux qui le font fonctionner ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine est souvent le point faible dans un environnement opérationnel de sorte qu'il faut s'assurer que l'avion est capable d'être maîtrisé pendant toutes les phases du vol (y compris toute dégradation due à des défaillances) et que ni l'équipage ni les passagers ne sont touchés par l'environnement dans lequel ils ont été placés pendant la durée du vol.

9.2 Équipage de conduite

9.2.1 La conception de l'avion sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'appareil par l'équipage de conduite. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie de l'équipage de conduite, à la mesure des limites inscrites sur les licences de l'équipage de conduite. Il sera tenu compte des diverses conditions d'utilisation prévues de l'avion dans son environnement, et notamment le fonctionnement dégradé par des défaillances.

9.2.2 La charge de travail imposée à l'équipage de conduite par la conception de l'avion sera raisonnable à toutes les étapes du vol. Il sera particulièrement tenu compte des étapes critiques du vol et des événements critiques qui peuvent raisonnablement être attendus pendant la durée de vie de l'avion, comme une panne de moteur contenue ou un cisaillement du vent.

Note.— La charge de travail peut être influencée à la fois par des facteurs cognitifs et par des facteurs physiologiques.

9.3 Ergonomie

Lors de la conception de l'avion, il sera tenu compte de l'ergonomie, notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) environnement de travail de l'équipage de conduite ;

d) normalisation du poste de pilotage ;

e) maintenabilité.

9.4 Facteurs opérationnels environnementaux

La conception de l'avion tiendra compte de l'environnement opérationnel de l'équipage de conduite, et notamment :

a) de l'effet des facteurs aéromédicaux comme le niveau d'oxygène, la température, l'humidité, le bruit et les vibrations ;

b) de l'effet des forces physiques pendant le vol normal ;

c) de l'effet de l'utilisation prolongée à haute altitude ;

d) du confort physique.

CHAPITRE 10. SÛRETÉ

10.1 Avions utilisés pour des vols commerciaux intérieurs

Recommandation.— *Il est recommandé que tous les États contractants appliquent aux avions effectuant des vols commerciaux (services aériens) intérieurs les normes et les pratiques recommandées internationales figurant dans le présent chapitre.*

10.2 Emplacement de moindre risque pour une bombe

Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, lors de la conception de l'avion, on étudiera l'aménagement d'un emplacement de moindre risque pour une bombe, de façon à atténuer les effets sur l'avion et ses occupants.

10.3 Protection du poste de pilotage

10.3.1 Dans tous les avions dont le poste de pilotage doit être doté d'une porte approuvée, en vertu des dispositions de l'Annexe 6, partie 1, chapitre 13, et pour lesquels une demande de certificat de type est soumise pour la première fois à l'autorité nationale compétente le 20 mai 2006 ou après, la cloison, le plancher et le plafond du poste de pilotage, s'ils sont accessibles aux passagers et à l'équipage de cabine pendant le vol, seront conçus pour résister à la pénétration de projectiles d'armes légères et d'éclats de grenade ainsi qu'à l'intrusion par la force.

10.3.2 **Recommandation.—** *Pour tous les avions dont le poste de pilotage doit être doté d'une porte approuvée, en vertu des dispositions de l'Annexe 6, partie 1, chapitre 13, et pour lesquels une demande d'amendement du certificat de type visant à prendre en compte une conception de type dérivée est soumise à l'autorité nationale compétente le 20 mai 2006 ou après, il est recommandé d'envisager de renforcer la cloison, le plancher et le plafond du poste de pilotage, s'ils sont accessibles aux passagers et à l'équipage de cabine pendant le vol, pour qu'ils résistent à la pénétration de projectiles d'armes légères et d'éclats de grenade ainsi qu'à l'intrusion par la force.*

Note.— Les normes et les pratiques recommandées relatives aux besoins en ce qui concerne la porte du poste de pilotage des avions commerciaux de transport de passagers figurent dans l'Annexe 6, partie 1, chapitre 13.

10.4 Conception de l'intérieur

Dans le cas des avions dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 45 500 kg ou dont le nombre de sièges passagers est supérieur à 60, on étudiera des caractéristiques de conception qui empêcheront la dissimulation facile d'armes, d'explosifs ou d'autres objets dangereux à bord des avions et qui faciliteront les procédures de recherche de ces objets.

PARTIE IV. HÉLICOPTÈRES

PARTIE IVA. HÉLICOPTÈRES POUR LESQUELS LA DEMANDE DE CERTIFICATION A ÉTÉ SOUMISE LE OU APRÈS LE 22 MARS 1991 MAIS AVANT LE 13 DÉCEMBRE 2007

Note.— Les dispositions de la partie IVA sont les mêmes que celles de la partie IV de l'Annexe 8, neuvième édition (y compris l'Amendement nº 99), sauf en ce qui concerne le domaine d'application et les renvois.

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les hélicoptères désignés au § 1.1.2 qui appartiennent à un type dont le prototype a été soumis aux autorités nationales compétentes en vue de l'obtention d'un certificat de navigabilité le ou après le 22 mars 1991 mais avant le 13 décembre 2007.

1.1.2 Les normes de la présente partie s'appliqueront aux hélicoptères destinés au transport international de passagers, de marchandises ou d'articles postaux.

Note.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.3 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les hélicoptères indiqués au § 1.1.2 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.4 Sauf indication contraire les normes s'appliqueront à l'hélicoptère complet, y compris le groupe motopropulseur, les systèmes et l'équipement.

1.2 Limites d'emploi

1.2.1 Les limites d'emploi seront fixées pour l'hélicoptère, son groupe motopropulseur et son équipement (voir § 9.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'hélicoptère est utilisé dans les limites spécifiées. Les limites d'emploi seront établies en prenant par rapport aux limites de sécurité des marges suffisantes pour rendre extrêmement rare l'éventualité d'un accident.

1.2.2 Des valeurs limites pour la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses et les conditions ambiantes définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'hélicoptère satisfait aux normes de la présente partie ; toutefois, il ne sera pas nécessaire de considérer les combinaisons de conditions essentiellement impossibles à réaliser.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— À titre d'exemple, voici les éléments qui peuvent être considérés comme fondamentaux pour les limites d'emploi des hélicoptères :

— *masse maximale au décollage (y compris l'envol) certifiée ;*

— *masse maximale certifiée pour la circulation au sol ;*

— *masse maximale à l'atterrissage certifiée ;*

— *centrages limites avant, arrière et latéraux pour diverses configurations ;*

— *masse maximale certifiée de transport à l'élingue.*

Note 3.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application de normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 3 —* Vols internationaux d'hélicoptères*).*

1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'hélicoptère ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable

1.4.1 La conformité au règlement applicable de navigabilité sera établie à partir de résultats d'essais, de calculs, de calculs fondés sur des essais, ou par d'autres méthodes, à condition que, dans chaque cas, la précision obtenue garantisse un niveau de navigabilité égal à celui qui serait obtenu par des essais directs.

1.4.2 Les essais prévus au § 1.4.1 seront tels qu'ils donnent une garantie suffisante du fonctionnement correct et sûr de l'hélicoptère, de ses éléments et de son équipement dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs hélicoptères du type pour lequel le certificat de navigabilité est demandé, ou encore par des calculs (ou par d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou ces autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'hélicoptère satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'hélicoptère dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'hélicoptère.

2.2 Performances

2.2.1 Généralités

2.2.1.1 Des données suffisantes sur les performances de l'hélicoptère seront établies et consignées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale de l'hélicoptère à partir des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol projeté pour que le vol puisse être effectué avec une garantie raisonnable que l'hélicoptère atteindra les performances minimales de sécurité.

2.2.1.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère tiendra compte des performances humaines et, en particulier, elle n'exigera pas du pilote une habileté exceptionnelle ou une attention excessive.

Note.— Des éléments indicatifs sur les performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

2.2.1.3 Les performances consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère seront compatibles avec les dispositions du § 1.2.1 et avec les combinaisons logiquement possibles en service de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut modifier les performances.

2.2.2 Performances minimales

Aux masses maximales (voir § 2.2.3) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude ou de l'altitude-pression de l'emplacement de décollage ou d'atterrissage soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul et, pour l'exploitation sur plan d'eau, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'hélicoptère devra pouvoir réaliser les performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.2.1 et 2.2.2.2, sans considération d'obstacles ni de longueur d'aire d'approche finale et de décollage.

Note.— Cette norme permet de consigner dans le manuel de vol de l'hélicoptère la masse maximale au décollage et la masse maximale à l'atterrissage en fonction, par exemple :

— *de l'altitude,*

— *de l'altitude-pression, ou*

— *de l'altitude-pression et de la température atmosphérique*

de l'emplacement de décollage ou d'atterrissage, pour que ces masses soient facilement utilisables lors de l'application du règlement national sur les limites d'emploi relatives aux performances.

2.2.2.1 *Décollage*

a) En cas de défaillance du moteur le plus défavorable survenant soit au point de décision au décollage (classe de performances 1) ou au point défini après le décollage (classe de performances 2), soit au-delà de ces points, les hélicoptères des classes de performances 1 et 2 seront capables de poursuivre le vol en sécurité, les moteurs restants étant utilisés dans les limites approuvées.

b) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances minimales seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.3), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

2.2.2.2 *Atterrissage*

a) À partir de la configuration d'approche, en cas de défaillance du moteur le plus défavorable survenant soit au point de décision à l'atterrissage (classe de performances 1) ou au point défini avant l'atterrissage (classe de performances 2), soit en deçà de ces points, l'hélicoptère sera capable de poursuivre le vol en sécurité, les moteurs restants étant utilisés dans les limites approuvées.

b) En cas d'atterrissage interrompu, l'hélicoptère sera capable, à partir de la configuration d'atterrissage, d'effectuer une ressource avec tous les moteurs en fonctionnement.

2.2.3 Performances consignées dans le manuel de vol

Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol, afin que l'application de ces données au moyen des règles d'exploitation mentionnées au § 5.1.2 de l'Annexe 6, partie 3, permette d'établir une correspondance satisfaisante au point de vue de la sécurité entre les performances de l'hélicoptère et les caractéristiques des aérodromes, hélistations et routes aériennes que l'hélicoptère est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol pour les phases ci-après, et pour les gammes de masse, d'altitude ou d'altitude-pression, de vitesse du vent et d'autres conditions ambiantes, ainsi que des conditions du plan d'eau et de force du courant s'il s'agit d'amphibies, et de toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité.

2.2.3.1 *Décollage.* Les données de performances au décollage comprendront la distance nécessaire au décollage et la trajectoire de décollage. Pour les hélicoptères de classe de performances 1, elles comprendront aussi la distance nécessaire pour le décollage interrompu.

2.2.3.1.1 *Point de décision au décollage.* (Hélicoptères de classe de performances 1 uniquement.) Le point de décision au décollage sera le point de la phase de décollage qui sert à déterminer les performances au décollage et duquel, le moteur le plus défavorable étant hors de fonctionnement, il est possible soit d'exécuter un décollage interrompu, soit de poursuivre le décollage en sécurité.

2.2.3.1.2 *Distance nécessaire au décollage.* (Hélicoptères de classe de performances 1 uniquement.) La distance nécessaire au décollage sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où, après une défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision au décollage et avec les autres moteurs fonctionnant dans les limites approuvées, l'hélicoptère atteint la vitesse de sécurité au décollage (V_{TOSS}), une hauteur spécifiée au-dessus de la surface de décollage et une pente de montée positive.

2.2.3.1.3 *Distance nécessaire pour le décollage interrompu.* (Hélicoptères de classe de performances 1 uniquement.) La distance nécessaire pour le décollage interrompu sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où l'hélicoptère s'immobilise à la suite de la défaillance d'un moteur et de la décision d'interrompre le décollage, prise au point de décision au décollage.

2.2.3.1.4 *Distance nécessaire au décollage.* (Hélicoptères des classes de performances 2 et 3 uniquement.) La distance nécessaire au décollage sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où, tous les moteurs fonctionnant à la puissance de décollage approuvée, l'hélicoptère atteint la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle (Vy) ou la vitesse correspondant au meilleur angle de montée (Vx) ou une vitesse intermédiaire spécifiée (à condition que cette vitesse n'amène pas à évoluer dans les zones à éviter des diagrammes hauteur-vitesse) et une hauteur spécifiée au-dessus de la surface de décollage.

2.2.3.2 *Croisière.* Les performances de croisière seront les performances de montée, de croisière proprement dite et de descente :

a) avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement ;

b) avec les deux moteurs les plus défavorables hors de fonctionnement, dans le cas des hélicoptères équipés de trois moteurs au moins ;

c) avec le ou les moteurs en fonctionnement utilisés à une puissance qui ne dépasse pas la puissance pour laquelle ils sont certifiés.

2.2.3.3 *Atterrissage.* Les données de performances à l'atterrissage comprendront la distance nécessaire à l'atterrissage et, pour les hélicoptères de classe de performances 1, le point de décision à l'atterrissage.

2.2.3.3.1 *Point de décision à l'atterrissage.* (Hélicoptères de classe de performances 1 uniquement.) Le point de décision à l'atterrissage sera le dernier point de la phase d'approche duquel, le moteur le plus défavorable étant hors de fonctionnement, il est possible soit d'atterrir, soit de remettre les gaz en sécurité.

2.2.3.3.2 *Distance nécessaire à l'atterrissage.* La distance nécessaire à l'atterrissage sera la distance horizontale nécessaire pour atterrir et s'immobiliser à une hauteur spécifiée au-dessus de la surface d'atterrissage à partir d'un point sur la trajectoire d'approche.

2.3 Qualités de vol

L'hélicoptère satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'hélicoptère est approuvé.

2.3.1 Manœuvrabilité et maniabilité

L'hélicoptère sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice et changements de configuration de l'hélicoptère), sans que le pilote ait à faire preuve d'une habileté, d'une attention ou d'une vigueur exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Une technique permettant de manœuvrer l'hélicoptère avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.1.1 *Manœuvrabilité à la surface.* L'hélicoptère sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.1.2 *Manœuvrabilité au décollage.* L'hélicoptère sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage, lorsque l'hélicoptère est manœuvré de la manière correspondant aux données de décollage consignées dans le manuel de vol.

2.3.2 Compensation

Les caractéristiques de compensation et de pilotage de l'hélicoptère seront telles que l'attention exigée du pilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. En cas de mauvais fonctionnement des systèmes associés aux commandes de vol, il ne devra pas y avoir de dégradation sensible des caractéristiques de pilotage.

2.3.3 Stabilité

La stabilité de l'hélicoptère, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesses), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du pilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'hélicoptère ne sera cependant pas telle que le pilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'hélicoptère risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence.

2.3.4 Autorotation

2.3.4.1 *Commande de régime rotor.* Les caractéristiques d'autorotation de l'hélicoptère seront telles qu'elles permettront au pilote de commander le retour du régime du rotor dans les limites prescrites et de garder parfaitement la maîtrise de l'hélicoptère.

2.3.4.2 *Comportement de l'hélicoptère à la suite d'une perte de puissance.* Le comportement de l'hélicoptère après une perte de puissance ne sera pas tel qu'il soit difficile de rétablir rapidement le régime du rotor sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'hélicoptère.

2.3.4.3 *Vitesses d'autorotation.* Il sera établi des vitesses d'autorotation recommandées pour chaque cas de vol (par exemple distance maximale, vitesse descensionnelle minimale).

2.3.5 Vibrations aéroélastiques et autres vibrations

Il sera démontré par des essais appropriés que, dans les limites d'emploi de l'hélicoptère (voir § 1.2.2), pour aucune des configurations ni à aucune des vitesses, il ne se produit dans aucune partie de l'hélicoptère de vibrations aéroélastiques ou d'autres vibrations excessives. L'hélicoptère ne présentera pas de vibrations susceptibles de compromettre les manœuvres, de détériorer la structure ou d'imposer à l'équipage de conduite une fatigue excessive.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

Les normes du présent chapitre s'appliquent à la structure de l'hélicoptère, constituée par l'ensemble des éléments de l'hélicoptère dont la défaillance entraînerait des risques graves.

3.1.1 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.1.2 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits aux § 3.4, 3.5 et 3.6, seront considérées comme des charges limites.

3.1.3 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits aux § 3.4, 3.5 et 3.6, aucune partie de la structure de l'hélicoptère ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'hélicoptère devra pouvoir supporter la charge ultime.

3.2 Vitesses

3.2.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale, définies au § 3.4, pour lesquelles la structure de l'hélicoptère est calculée.

3.2.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol de l'hélicoptère parmi les limites d'emploi (voir § 9.2.2). Lorsque les limites de vitesse sont fonction de la masse, de la répartition de masse, de l'altitude, du régime du rotor, de la puissance et d'autres facteurs, les limites de vitesse seront établies sur la base de la combinaison critique de ces facteurs.

3.3 Limites de vitesse de rotation des rotors principaux

Il sera établi une gamme de régimes des rotors principaux :

a) de manière à assurer, moteurs en fonctionnement, une marge suffisante pour tolérer les variations de régime rotor se produisant au cours d'une manœuvre justifiée quelconque, et compatible avec le genre de régulateur ou de synchroniseur utilisé ;

b) de manière à permettre, moteurs hors de fonctionnement, d'effectuer toute manœuvre d'autorotation justifiée dans toutes les plages de vitesses et de masses pour lesquelles la certification est demandée.

3.4 Charges de vol

Les cas de charges de vol prévus aux § 3.4.1, 3.4.2 et 3.6 seront étudiés pour la gamme de masses et les répartitions de masse prescrites au § 3.1.1 et aux vitesses déterminées conformément au § 3.2.1. Il sera tenu compte des cas de charges dissymétriques aussi bien que des cas de charges symétriques. La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière.

3.4.1 Charges de manœuvre

Les charges de manœuvre seront calculées à partir des facteurs de charge de manœuvre correspondant aux manœuvres admissibles dans le cadre des limites d'emploi. Elles ne seront pas inférieures aux valeurs que l'expérience permet de juger satisfaisantes pour les conditions d'utilisation prévues.

3.4.2 Charges de rafale

Les charges de rafale seront calculées pour des rafales verticales et horizontales caractérisées par une vitesse qui corresponde de façon satisfaisante, d'après les statistiques et autres renseignements, aux conditions d'utilisation prévues.

3.5 Charges au sol et charges à flot

La structure devra pouvoir supporter toutes les charges résultant des réactions du sol ou du plan d'eau susceptibles de se produire pendant le démarrage, la circulation à la surface, l'envol, la prise de contact et le freinage du rotor.

3.5.1 Cas d'atterrissage

Les cas d'atterrissage à la masse de calcul au décollage et à la masse de calcul à l'atterrissage feront intervenir l'assiette de l'hélicoptère (symétrique ou dissymétrique) au moment du contact avec la surface, les vitesses de descente, et tous autres facteurs dont dépendent les charges imposées à la structure, et qui pourraient se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.6 Charges diverses

Outre l'étude des charges de manœuvre, des charges de rafale et des charges au sol ou à flot, ou concurremment avec cette étude, on étudiera toutes les autres charges (charges sur les commandes de vol, pression rétablie dans la cabine, effets du

fonctionnement des moteurs, charges résultant des changements de configuration, charges dues à une masse externe, etc.) susceptibles de se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.7 Vibrations aéroélastiques, divergence et vibrations en général

Chaque partie de la structure de l'hélicoptère doit être exempte de vibrations ou d'oscillations excessives (résonnance sol, vibrations aéroélastiques) dans chaque condition justifiée de vitesse et de puissance.

3.8 Résistance à la fatigue

La résistance et la construction de l'hélicoptère seront telles qu'une rupture catastrophique de sa structure sous l'effet de la fatigue causée par des charges répétées et des vibrations dans les conditions d'utilisation prévues représente un événement extrêmement rare.

Note 1.— On peut se conformer à cette norme en dotant la structure de caractéristiques « d'endurance de sécurité » ou de « sécurité intégrée » qui tiennent compte des ordres de grandeur et des fréquences des charges auxquelles on peut raisonnablement s'attendre dans les conditions d'utilisation et avec les procédures d'inspection prévues. Pour certaines parties de la structure, il sera peut-être nécessaire d'établir à la fois des caractéristiques de « sûreté intégrée » et des caractéristiques d'« endurance de sécurité ».

Note 2.— Des éléments indicatifs sur l'expression « extrêmement rare » figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'hélicoptère fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

4.1.1 Essais de vérification

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère sera démontré par des essais appropriés, afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.2 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'hélicoptère essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.3 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.4 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.5 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'hélicoptère qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.1.6 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipage à garder la maîtrise de l'hélicoptère en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des gouvernes.

   1) Chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et l'efficacité convenant à sa fonction.

   2) Chaque élément de chaque timonerie sera conçu afin de réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement de la timonerie.

b) *Poste d'équipage.* Le poste d'équipage sera conçu de manière à réduire au minimum les risques de manœuvre incorrecte ou incomplète des commandes par suite de la fatigue, d'une confusion ou d'entraves quelconques. Il sera tenu compte au moins des éléments suivants : disposition et identification des commandes et instruments, rapidité d'identification des cas d'urgence, réactions des commandes, ventilation, chauffage et insonorisation.

c) *Champ de vision du poste de pilotage.* Le poste de pilotage sera aménagé de manière à offrir un champ de vision étendu, clair et sans distorsion, suffisant pour assurer la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère, et à éliminer tout éblouissement ou réflexion susceptible de gêner la vision du pilote. Les caractéristiques de conception du pare-brise du poste de pilotage permettront, en cas de précipitation atmosphérique, une visibilité suffisante pour le pilotage normal et l'exécution d'approches et d'atterrissages.

d) *Cas d'urgence.* L'hélicoptère sera doté de moyens qui assurent la prévention automatique des cas d'urgence résultant des défaillances possibles de l'équipement ou des systèmes susceptibles de compromettre la sécurité de l'hélicoptère, ou qui permettent à l'équipage de faire face à ces cas d'urgence. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les normes de performances et de limites d'emploi de la présente Annexe et de l'Annexe 6, partie 3, couvrent le cas de défaillances.

e) *Précautions contre l'incendie.* L'hélicoptère et les matériaux utilisés pour sa fabrication, y compris les matériaux d'aménagement de cabine utilisés lors d'une rénovation majeure, seront conçus de manière à réduire au minimum les risques d'incendies en vol ou à la surface, ainsi que la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie. Des moyens seront prévus pour circonscrire ou pour déceler et éteindre, dans la mesure du possible et sans créer de risques supplémentaires pour l'hélicoptère, tous les incendies accessibles qui pourraient se produire.

f) *Protection des occupants.* Lors de la conception de l'hélicoptère, des mesures de prévention seront prises contre la possibilité de décompression accidentelle de la cabine et contre la présence de fumées ou de gaz toxiques susceptibles d'incommoder les occupants.

4.1.7 Atterrissage d'urgence

Lors de la conception de l'hélicoptère, des dispositions seront prises pour protéger les occupants contre l'incendie et les effets de la décélération en cas d'atterrissage d'urgence. Des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'hélicoptère en passagers et équipage. Les hélicoptères dont le certificat prévoit le cas d'amerrissage forcé seront conçus de manière à donner le maximum de garantie pour que, en cas d'amerrissage forcé, les passagers et l'équipage puissent évacuer l'hélicoptère en toute sécurité.

4.1.8 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'hélicoptère, des dispositions appropriées seront prises pour réduire au minimum les risques de dégâts que les opérations de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage) pourraient faire subir aux éléments de l'hélicoptère essentiels à la sécurité d'utilisation, dégâts qui pourraient passer inaperçus. Il pourrait être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. MOTEURS

5.1 Portée

Les normes du présent chapitre s'appliqueront à tous les types de moteurs utilisés sur les hélicoptères comme groupes de propulsion principaux.

5.2 Conception, construction et fonctionnement

Le moteur équipé de ses accessoires sera conçu et réalisé de manière que son fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsque ce moteur est convenablement installé sur l'hélicoptère, conformément aux dispositions du chapitre 6, avec la transmission et le rotor assortis.

5.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées (ainsi que les caractéristiques de l'atmosphère auxquelles elles correspondent), les conditions d'utilisation et les limites d'emploi prévues pour le moteur seront déclarées.

5.4 Essais

Un moteur du type à homologuer devra subir avec succès les essais nécessaires pour vérifier la validité des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi déclarées, et pour s'assurer que son fonctionnement sera satisfaisant et sûr. Ces essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Détermination de la puissance.* Des essais seront effectués afin de déterminer les caractéristiques de puissance du moteur, d'abord à l'état neuf, puis après les essais b) et c). Les résultats obtenus à la fin de tous les essais spécifiés ne devront pas faire ressortir une diminution excessive de la puissance.

b) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier le démarrage, le ralenti, les reprises, les vibrations, la survitesse et autres caractéristiques, et pour démontrer l'existence de marges suffisantes permettant d'éviter les phénomènes de détonation, de pompage et autres anomalies de fonctionnement susceptibles d'affecter le type de moteur considéré.

c) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, les régimes moteur et rotor et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance du moteur. Ces essais devront comprendre des périodes au cours desquelles les limites déclarées seront dépassées, dans la mesure où ces dépassements pourraient se produire en service.

CHAPITRE 6. ENSEMBLES ROTOR ET TRANSMISSION ET INSTALLATION MOTRICE

6.1 Généralités

L'installation motrice, y compris l'ensemble rotor et transmission, sera disposée conformément aux normes du chapitre 4 ainsi qu'à celles du présent chapitre.

6.2 Conception, construction et fonctionnement

Les ensembles rotor et transmission équipés de leurs accessoires seront conçus et réalisés de manière que leur fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsque ces ensembles sont convenablement adaptés aux moteurs et installés sur l'hélicoptère, conformément aux dispositions du présent chapitre.

6.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi prévues pour les ensembles rotor et transmission seront déclarées.

6.3.1 Limites maximale et minimale de régime des rotors

Les régimes maximaux et minimaux des rotors, moteurs arrêtés et moteurs en marche, seront définis. Tout paramètre de pilotage (par exemple la vitesse anémométrique) qui influe sur ces régimes maximaux ou minimaux sera déclaré.

6.3.2 Avertissements d'insuffisance ou d'excès de régime rotor

Lorsqu'un hélicoptère est amené à s'approcher d'une limite de régime rotor, moteurs en fonctionnement ou non, des avertissements nets et distincts seront donnés au pilote. Les avertissements et les caractéristiques initiales du cas de vol dont il s'agit seront tels qu'ils permettront au pilote d'empêcher l'aggravation de la situation dès le début du signal d'avertissement et de ramener le nombre de tours dans les limites normales prescrites, en conservant pleinement la maîtrise de l'hélicoptère.

6.4 Essais

Les ensembles rotor et transmission du type à homologuer devront subir avec succès les essais nécessaires pour vérifier que leur fonctionnement sera satisfaisant et sûr dans le domaine défini par les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi déclarées. Les essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier que les caractéristiques de résistance, de vibration et de survitesse sont satisfaisantes, et pour démontrer le fonctionnement normal et sûr des mécanismes de changement et de régulation de pas ainsi que des mécanismes de mise en roue libre.

b) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, les régimes moteur et rotor et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance des ensembles rotor et transmission.

6.5 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et des ensembles rotor et transmission

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs et ensembles rotor et transmission puissent fonctionner dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'hélicoptère devra pouvoir être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs et ensembles rotor et transmission, établies conformément aux dispositions du chapitre 5 et du présent chapitre.

6.6 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas d'installation où, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur augmenterait le risque d'incendie ou de rupture grave de la structure, l'équipage disposera de moyens pour arrêter la rotation du moteur en vol, ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

6.7 Redémarrage des moteurs

L'hélicoptère sera doté de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

6.8 Disposition et fonctionnement

6.8.1 Indépendance des moteurs

Pour les hélicoptères des classes de performances 1 et 2, le groupe motopropulseur sera installé de façon que l'on puisse commander et faire fonctionner chaque moteur, avec ses accessoires, indépendamment des autres ; il existera au moins une configuration du groupe motopropulseur et de ses accessoires pour laquelle une défaillance quelconque (à moins que la probabilité d'une telle défaillance soit extrêmement faible) ne risque pas d'entraîner une perte de puissance plus grande que celle résultant de la défaillance totale du moteur le plus défavorable.

6.8.2 Vibrations des ensembles rotor et transmission

Les contraintes de vibrations des ensembles rotor et transmission seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'hélicoptère.

6.8.3 Refroidissement

Le circuit de refroidissement devra pouvoir maintenir les températures de l'installation motrice et de la transmission dans les limites fixées (voir § 6.5) à toutes les températures ambiantes approuvées pour l'utilisation de l'hélicoptère. La température maximale et la température minimale de l'air pour lesquelles il a été montré que l'installation motrice et la transmission peuvent fonctionner seront consignées dans le manuel de vol.

6.8.4 Accessoires

Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et autres circuits associés à chaque moteur, à chaque élément de transmission et à chaque rotor seront capables d'alimenter chacun de ces éléments conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influent sur le fonctionnement des circuits (par exemple réglage de moteur, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

6.8.5 Protection contre l'incendie

Pour les zones désignées comme particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.1.6, alinéa e) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux résistant au feu, des autres zones de l'hélicoptère où un incendie risquerait de compromettre la poursuite du vol ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones ne devront pas laisser échapper le fluide en cas d'incendie. L'hélicoptère sera doté de moyens permettant à l'équipage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement de quantités dangereuses de fluides inflammables dans ces zones.

c) *Détecteurs d'incendie.* Des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones.

d) *Matériel d'extinction.* Ces zones seront dotées d'un matériel d'extinction suffisant pour éteindre tout incendie susceptible de s'y déclarer, à moins qu'en raison du degré d'isolement, de la quantité de combustible, des qualités de résistance à l'incendie de la structure, et d'autres facteurs, les incendies susceptibles de se déclarer dans l'une de ces zones ne risquent pas de compromettre la sécurité de l'hélicoptère.

CHAPITRE 7. INSTRUMENTS ET ÉQUIPEMENT

7.1 Instruments et équipement obligatoires

L'hélicoptère sera doté des instruments et de l'équipement approuvés nécessaires à la sécurité d'exploitation dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera doté notamment des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipage d'utiliser l'hélicoptère dans les limites d'emploi. La conception des instruments et de l'équipement respectera les principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les hélicoptères utilisés dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, partie 3, prescrit, en sus de l'équipement minimal exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité, l'installation d'un équipement et d'instruments supplémentaires.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

7.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

7.3 Équipement de secours et de survie

L'équipement de secours et de survie prescrit, que l'équipage ou les passagers peuvent avoir à utiliser ou à mettre en œuvre en cas d'urgence, sera fiable, accessible et identifiable, et portera clairement l'indication de son mode d'emploi.

7.4 Feux de position et feux anticollision

7.4.1 Les feux spécifiés dans l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, que doivent porter les hélicoptères en vol ou se déplaçant sur l'aire de mouvement d'un aérodrome ou d'une hélistation, auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent au pilote d'un autre aéronef ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et pour exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note 1.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel clair étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions de faible luminosité du fond de jour. En outre, des situations propices à l'abordage ont plus de chances de se produire dans les régions de contrôle terminales où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs avec des vitesses de rapprochement qui ont peu de chances de dépasser 900 km/h (500 kt).

Note 2.— Des spécifications techniques détaillées sur les feux extérieurs destinés aux hélicoptères figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

7.4.2 Les feux seront disposés sur les hélicoptères de façon à réduire au minimum le risque que ces feux :

a) gênent les équipages de conduite dans l'exercice de leurs fonctions ; ou

b) causent un éblouissement pénible pour un observateur extérieur.

Note.— Afin d'éviter les effets mentionnés au § 7.4.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au pilote les moyens d'éteindre ou de diminuer l'intensité des feux à éclats.

CHAPITRE 8. CIRCUITS ÉLECTRIQUES

Le circuit électrique sera conçu et mis en place de manière qu'il remplisse sa fonction dans toutes les conditions d'emploi prévisibles.

CHAPITRE 9. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

9.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol de l'hélicoptère, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle. Ces limites d'emploi et ces renseignements comprendront au moins les éléments prescrits aux § 9.2, 9.3 et 9.4.

9.2 Limites d'emploi

Les limites d'emploi qui risquent d'être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées, et corrigées au besoin des erreurs de mesure, afin que l'équipage de conduite puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

9.2.1 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.2.2).

9.2.2 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'hélicoptère ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration et des autres éléments appropriés.

9.2.3 Limites relatives à l'installation motrice et à la transmission

Les limites relatives à l'installation motrice et à la transmission comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments de l'installation motrice et de la transmission de l'hélicoptère (voir § 6.5 et 6.6).

9.2.4 Limites relatives au rotor

Les limites relatives aux régimes rotor comprendront les régimes minimaux et maximaux des rotors avec moteurs arrêtés (autorotation) et moteurs en marche.

9.2.5 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'hélicoptère.

9.2.6 Limites d'emploi diverses

Les limites d'emploi diverses comprendront toutes les limites nécessaires portant sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'hélicoptère (voir § 1.2.1).

9.2.7 Limites relatives à l'équipage

Les limites relatives à l'équipage comprendront l'effectif minimal de l'équipage de conduite nécessaire pour utiliser l'hélicoptère, compte tenu, entre autres, des possibilités d'accès des membres d'équipage à toutes les commandes et instruments nécessaires, et de l'exécution des procédures d'urgence applicables.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipage minimal sont définis dans l'Annexe 6, partie 3.

9.3 Utilisation — Renseignements et procédures

9.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation, qui peuvent être admis d'une manière générale ou qui peuvent être définis dans l'Annexe 6, partie 3, et auxquels l'hélicoptère a été reconnu apte en vertu des dispositions du règlement applicable de navigabilité.

9.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'hélicoptère (avec indication de l'état de l'hélicoptère au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de l'équipage, de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable et de l'huile vidangeable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité d'huile non vidangeable, la quantité totale de fluide de refroidissement des moteurs et la quantité totale de fluide hydraulique.

9.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'hélicoptère considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

9.3.4 Renseignements sur le pilotage

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'hélicoptère.

9.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'hélicoptère seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipage de conduite l'obtention des performances consignées.

9.5 Manuel de vol de l'hélicoptère

L'utilisateur disposera d'un manuel de vol. Ce manuel identifiera clairement l'hélicoptère ou la série d'hélicoptères auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, renseignements et procédures qui font l'objet des spécifications du présent chapitre.

9.6 Repères et plaques indicatrices

9.6.1 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipage de conduite pendant le vol.

9.6.2 Des repères, des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, dans les opérations de petit entretien au sol (par exemple remorquage, avitaillement), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité de vol.

PARTIE IVB. HÉLICOPTÈRES POUR LESQUELS LA DEMANDE DE CERTIFICATION A ÉTÉ SOUMISE LE OU APRÈS LE 13 DÉCEMBRE 2007

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les hélicoptères désignés au § 1.1.2 pour lesquels une demande de certification de type a été soumise aux autorités nationales compétentes le ou après le 13 décembre 2007.

1.1.2 Sauf indication contraire, les normes et pratiques recommandées de la présente partie s'appliqueront aux hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 750 kg et qui sont destinés au transport international de passagers, de marchandises ou d'articles postaux.

Note.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.3 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les hélicoptères indiqués au § 1.1.2 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.4 Sauf indication contraire, les normes s'appliqueront à l'hélicoptère complet, y compris son groupe motopropulseur, ses rotors, ses systèmes et son équipement.

1.2 Limites d'emploi

1.2.1 Les limites d'emploi seront fixées pour l'hélicoptère, son groupe motopropulseur, ses rotors, ses systèmes et son équipement (voir § 7.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'hélicoptère est utilisé dans les limites spécifiées. Les incidences, du point de vue de la sécurité, du dépassement de ces limites seront prises en compte.

1.2.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'hélicoptère, par exemple la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses, la température de l'air ambiant et l'altitude, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'hélicoptère satisfait aux normes de la présente partie.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application de normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 3 —* Vols internationaux d'hélicoptères*).*

1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'hélicoptère ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable

La façon de démontrer la conformité au règlement applicable de navigabilité garantira que, dans chaque cas, la précision obtenue est telle qu'elle donne une assurance suffisante que l'hélicoptère, ses éléments et son équipement sont conformes aux prescriptions, sûrs et qu'ils fonctionnent correctement dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs hélicoptères du type pour lequel le certificat de type est demandé, ou encore par des calculs (ou par d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou ces autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'hélicoptère satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'hélicoptère dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'hélicoptère.

2.2 Performances

2.2.1 Des données suffisantes sur les performances de l'hélicoptère seront établies et consignées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale de l'hélicoptère à partir des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol projeté pour que le vol puisse être effectué avec une garantie raisonnable que l'hélicoptère atteindra les performances minimales de sécurité.

2.2.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère tiendra compte des performances humaines et, en particulier, elle n'exigera pas de l'équipage de conduite une habileté exceptionnelle ou une attention excessive.

Note.— Des éléments indicatifs sur les performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

2.2.3 Les performances consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère seront compatibles avec les dispositions du § 1.2.1 et avec les combinaisons logiquement possibles de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut influer sur les performances.

2.2.4 Performances minimales

Aux masses maximales (voir § 2.2.7) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude-pression et de la température en air calme de l'emplacement de décollage ou d'atterrissage ainsi que, pour l'exploitation sur plan d'eau, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'hélicoptère sera capable de réaliser des performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.5 et 2.2.6, sans considération d'obstacles ni de longueur d'aire d'approche finale et de décollage.

2.2.5 Décollage

a) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.7), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

b) Hélicoptères de catégorie A : en cas de défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision au décollage ou au-delà de ce point, l'hélicoptère devra pouvoir poursuivre le vol en sécurité, les moteurs restants étant utilisés dans les limites approuvées.

2.2.6 Atterrissage

a) L'hélicoptère pourra atterrir en sécurité sur une surface d'atterrissage préparée suite à une perte totale de puissance pendant la croisière normale.

b) Hélicoptères de catégorie A : à partir de la configuration d'atterrissage, en cas de défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision à l'atterrissage ou en deçà de ce point, l'hélicoptère pourra poursuivre le vol en sécurité, les moteurs restants étant utilisés dans les limites approuvées.

2.2.7 Performances consignées dans le manuel de vol

Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol comme suit pour les gammes de masse, d'altitude, de température et d'autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter la certification de l'hélicoptère. Dans le cas d'amphibies, les conditions du plan d'eau et de force du courant seront incluses.

a) *Performances en vol stationnaire.* Les performances en vol stationnaire seront déterminées pour la situation « en effet de sol » et pour la situation « hors effet de sol », tous les moteurs étant en marche.

b) *Montée.* La vitesse ascensionnelle stabilisée, le ou les moteurs fonctionnant à la limite approuvée ou en deçà, sera établie.

c) *Enveloppe hauteur-vitesse.* S'il y a quelque combinaison que ce soit de hauteur et de vitesse avant (y compris en vol stationnaire) pour laquelle l'hélicoptère ne peut pas atterrir en sécurité en cas de panne du moteur le plus défavorable, l'autre ou les autres moteurs, le cas échéant, fonctionnant dans les limites approuvées, une enveloppe hauteur-vitesse sera établie.

d) *Distance au décollage — tous moteurs en fonctionnement.* Lorsqu'elle est exigée par les règles d'utilisation, la distance au décollage — tous moteurs en fonctionnement sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où l'hélicoptère atteint une vitesse spécifiée, jusqu'à la meilleure vitesse ascensionnelle (Vy), et une hauteur spécifiée au-dessus de la surface de décollage, tous les moteurs fonctionnant à la puissance de décollage nécessaire approuvée.

En outre, pour les hélicoptères de catégorie A :

e) *Performances minimales.* Les performances minimales en montée seront établies à la fois pour le décollage et pour l'atterrissage.

f) *Point de décision au décollage.* Le point de décision au décollage sera le point de la phase de décollage qui sert à déterminer les performances au décollage et duquel, le moteur le plus défavorable étant hors de fonctionnement, il est possible soit d'exécuter un décollage interrompu, soit de poursuivre le décollage en sécurité.

g) *Distance nécessaire au décollage.* La distance nécessaire au décollage sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où, après une défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision au décollage et les autres moteurs fonctionnant dans les limites approuvées, l'hélicoptère atteint la vitesse de sécurité au décollage (V_{TOSS}), une hauteur spécifiée au-dessus de la surface de décollage et une pente de montée positive. Si les procédures prévoient un vol arrière, la distance arrière sera incluse.

h) *Distance nécessaire pour le décollage interrompu.* La distance nécessaire pour le décollage interrompu sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où l'hélicoptère s'immobilise à la suite de la défaillance d'un moteur et de la décision d'interrompre le décollage, prise au point de décision au décollage.

i) *Trajectoire de décollage — pente de montée.* La trajectoire de décollage — pente de montée sera la pente de montée stabilisée pour la ou les configurations appropriées avec panne du moteur le plus défavorable, à partir de la fin de la distance nécessaire au décollage jusqu'à un point défini situé au-dessus de la surface de décollage.

j) *Montée avec moteur en panne.* La montée avec moteur en panne sera la vitesse verticale stabilisée avec panne du moteur le plus défavorable, les moteurs en fonctionnement étant utilisés à une puissance ne dépassant pas celle pour laquelle ils ont été certifiés.

k) *Point de décision à l'atterrissage.* Le point de décision à l'atterrissage sera le dernier point de la phase d'approche duquel, le moteur le plus défavorable étant hors de fonctionnement, il est possible soit d'atterrir, soit de remettre les gaz en sécurité.

l) *Distance nécessaire à l'atterrissage.* La distance nécessaire à l'atterrissage sera la distance horizontale nécessaire pour atterrir et s'immobiliser à une hauteur spécifiée au-dessus de la surface d'atterrissage à partir d'un point sur la trajectoire d'approche, le moteur le plus défavorable étant en panne.

2.3 Qualités de vol

2.3.1 L'hélicoptère satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'hélicoptère est approuvé.

2.3.2 Manœuvrabilité et maniabilité

2.3.2.1 L'hélicoptère sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice et changements de configuration de l'hélicoptère), sans que le pilote ait à faire preuve d'une habileté, d'une attention ou d'une vigueur exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Une technique permettant de manœuvrer l'hélicoptère avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.2.2 *Manœuvrabilité à la surface.* L'hélicoptère sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.2.3 *Manœuvrabilité au décollage.* L'hélicoptère sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage, lorsque l'hélicoptère est manœuvré de la manière correspondant aux données de décollage consignées dans le manuel de vol.

2.3.3 Compensation

Les caractéristiques de compensation et de pilotage de l'hélicoptère seront telles que l'attention exigée du pilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. En cas de mauvais fonctionnement des systèmes associés aux commandes de vol, il ne devra pas y avoir de dégradation sensible des caractéristiques de pilotage.

2.4 Stabilité et contrôle

2.4.1 Stabilité

La stabilité de l'hélicoptère, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesses), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du pilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'hélicoptère ne sera cependant pas telle que le pilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'hélicoptère risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence.

2.4.2 Autorotation

2.4.2.1 *Commande de régime rotor.* Les caractéristiques d'autorotation de l'hélicoptère seront telles qu'elles permettront au pilote de commander le retour du régime du rotor dans les limites prescrites et de garder parfaitement la maîtrise de l'hélicoptère.

2.4.2.2 *Comportement de l'hélicoptère à la suite d'une perte de puissance.* Le comportement de l'hélicoptère après une perte de puissance ne sera pas tel qu'il soit difficile de rétablir rapidement le régime du rotor sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'hélicoptère.

2.4.2.3 *Vitesses d'autorotation.* Pour les hélicoptères de catégorie A, il sera établi des vitesses pour les atterrissages en autorotation. Pour les autres hélicoptères, il sera établi des vitesses d'autorotation recommandées pour chaque cas de distance maximale et de vitesse descensionnelle minimale.

2.4.3 Vibrations

L'hélicoptère ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles d'en gêner la maîtrise.

2.4.4 Résonance au sol

L'hélicoptère ne doit avoir aucune tendance dangereuse à osciller sur le sol quand le rotor tourne.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

3.1.1 Dans le cas des hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, la structure de l'hélicoptère sera conçue et construite de façon à empêcher une défaillance catastrophique pendant toute sa durée de vie utile. Des instructions d'entretien de la structure visant le même but seront fournies.

3.1.2 Dans le cas des hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, la structure de l'hélicoptère sera conçue et construite de façon à empêcher une défaillance dangereuse ou catastrophique pendant toute sa durée de vie utile. Des instructions d'entretien et de réparation de la structure visant le même but seront fournies.

Note.— La structure englobe la cellule, le train d'atterrissage, le système de commande, les pales et la tête de rotor, le pylône de rotor et les surfaces portantes auxiliaires.

3.2 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.3 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits aux § 3.7, 3.8 et 3.9, seront considérées comme des charges limites.

3.4 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits aux § 3.7, 3.8 et 3.9, aucune partie de la structure de l'hélicoptère ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'hélicoptère sera capable de supporter la charge ultime.

3.5 Vitesses

3.5.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale, définies au § 3.7, pour lesquelles la structure de l'hélicoptère est calculée.

3.5.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol parmi les limites d'emploi (voir § 7.2.3). Lorsque les limites de vitesse sont fonction de la masse, de la répartition de masse, de l'altitude, du régime du rotor, de la puissance et d'autres facteurs, les limites de vitesse seront établies sur la base de la combinaison critique de ces facteurs.

3.6 Limites de vitesse de rotation des rotors principaux

Il sera établi une gamme de régimes des rotors principaux :

a) de manière à assurer, moteurs en fonctionnement, une marge suffisante pour tolérer les variations de régime rotor se produisant au cours d'une manœuvre justifiée quelconque, et compatible avec le genre de régulateur ou de synchroniseur utilisé ;

b) de manière à permettre, moteurs hors de fonctionnement, d'effectuer toute manœuvre d'autorotation justifiée dans toutes les plages de vitesses et de masses pour lesquelles la certification est demandée.

3.7 Charges

3.7.1 Les cas de charges prévus aux § 3.7, 3.8 et 3.9 tiendront compte des gammes de masses et de répartition de masse prescrites au § 3.2, des gammes de régimes de rotor principal établies en application du § 3.6 et des vitesses établies en application du § 3.5.1. Il sera tenu compte des cas de charges dissymétriques aussi bien que des cas de charges symétriques. La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière compte tenu de toutes les conditions d'exploitation prévues.

3.7.2 Charges de manœuvre

Les charges de manœuvre seront calculées à partir des facteurs de charge de manœuvre correspondant aux manœuvres admissibles dans le cadre des limites d'emploi. Elles ne seront pas inférieures aux valeurs que l'expérience permet de juger satisfaisantes pour les conditions d'utilisation prévues.

3.7.3 Charges de rafale

Les charges de rafale seront calculées pour des rafales verticales et horizontales caractérisées par une vitesse qui corresponde de façon satisfaisante, d'après les statistiques et autres renseignements, aux conditions d'utilisation prévues.

3.8 Charges au sol et charges à flot

3.8.1 La structure sera capable de supporter toutes les charges résultant des réactions du sol ou du plan d'eau, selon le cas, qui se produisent pendant le démarrage, la circulation à la surface, l'envol, la prise de contact et le freinage du rotor.

3.8.2 Cas d'atterrissage

Les cas d'atterrissage à la masse maximale au décollage certifiée et à la masse maximale à l'atterrissage certifiée feront intervenir l'assiette de l'hélicoptère (symétrique ou dissymétrique) au moment du contact avec la surface, les vitesses de descente, et tous autres facteurs dont dépendent les charges imposées à la structure, et qui pourraient se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.9 Charges diverses

Outre l'étude des charges de manœuvre, des charges de rafale et des charges au sol ou à flot, ou concurremment avec cette étude, on étudiera toutes les autres charges (charges sur les commandes de vol, efforts exercés par le pilote, couple moteur, charges résultant des changements de configuration, charges externes, etc.) susceptibles de se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.10 Résistance à la fatigue

La résistance et la technique de construction de la structure de l'hélicoptère seront de nature à empêcher une rupture catastrophique à la fatigue de la structure sous l'effet des charges répétées et des vibrations dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera tenu compte de la détérioration due à l'environnement, des dommages accidentels et des autres défaillances probables.

3.11 Facteurs spéciaux

Les éléments (c'est-à-dire moulages, roulements ou raccords) dont la résistance est sujette à variation en raison des processus de fabrication, d'une détérioration en service ou de toute autre cause seront pris en compte au moyen d'un facteur approprié.

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

4.1.1 Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'hélicoptère fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

4.1.2 Vérification des parties mobiles

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère sera démontré, afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.3 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'hélicoptère essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.4 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.5 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.6 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'hélicoptère qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.1.7 Parties critiques

Toutes les parties critiques de l'hélicoptère seront identifiées, et il sera établi des procédures pour faire en sorte que le niveau nécessaire d'intégrité des parties critiques soit contrôlé pendant leur conception, leur fabrication et leur durée de vie utile.

4.2 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipage à garder la maîtrise de l'hélicoptère en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des commandes.

1) Chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et l'efficacité convenant à sa fonction.

2) Chaque élément de chaque timonerie sera conçu ou marqué de façon particulière et permanente afin de réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement de la timonerie.

b) *Environnement de l'équipage.* Le poste de pilotage sera conçu de manière à permettre la manœuvre des commandes sans concentration déraisonnable ou fatigue excessive.

c) *Champ de vision de l'équipage.* Le poste de pilotage sera aménagé de manière à offrir un champ de vision étendu, clair et sans distorsion, suffisant pour assurer la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère dans toutes les conditions d'utilisation prévisibles pour lesquelles la certification est demandée.

d) *Cas d'urgence.* L'hélicoptère sera doté de moyens qui assurent la prévention automatique des cas d'urgence résultant des défaillances possibles de l'équipement ou des systèmes susceptibles de compromettre la sécurité du vol, ou qui permettent à l'équipage de faire face à ces cas d'urgence.

e) *Précautions contre l'incendie.* L'hélicoptère sera doté de moyens de protection incendie suffisants.

f) *Protection de l'équipage.* Lors de la conception de l'hélicoptère, des précautions seront prises pour protéger l'équipage contre la présence de gaz toxiques qui, dans des conditions d'utilisation normales, sont susceptibles de l'incommoder.

g) **Recommandation.—** *Compartiment fret et protection contre l'incendie. À partir du 7 mars 2025, il est recommandé d'incorporer à la documentation requise de l'hélicoptère les éléments de conception de l'hélicoptère associés à la protection incendie du compartiment fret, s'il y a lieu, ainsi qu'un récapitulatif des normes reconnues qui ont été prises en considération dans le processus de certification de l'hélicoptère, et de les mettre à la disposition de l'exploitant*.

4.3 Vibrations aéroélastiques

Chaque surface aérodynamique de l'hélicoptère sera exempte de vibrations aéroélastiques dans chaque condition justifiée de vitesse et de puissance.

4.4 Aménagements pour les occupants

4.4.1 Sièges et systèmes de retenue

Des sièges et systèmes de retenue adéquats seront fournis aux occupants, compte tenu des charges en vol et charges d'atterrissage d'urgence susceptibles de se produire. On prendra soin de réduire au minimum le risque de blessures des occupants par suite de contact avec les structures environnantes pendant l'utilisation de l'hélicoptère.

4.4.2 Environnement de la cabine

Les systèmes de ventilation seront conçus afin d'offrir dans la cabine un environnement adéquat dans les conditions d'utilisation prévues en vol et au sol.

4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

4.5.1 La métallisation et la protection contre la foudre et l'électricité statique seront telles qu'elles :

a) protègent l'hélicoptère, ses systèmes, ses occupants et ceux qui entrent en contact avec l'hélicoptère au sol ou sur l'eau des effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

4.5.2 L'hélicoptère sera aussi protégé contre les effets catastrophiques de la foudre. Il sera dûment tenu compte des matériaux utilisés dans la construction de l'hélicoptère.

4.6 Atterrissage d'urgence

4.6.1 Lors de la conception de l'hélicoptère, des dispositions seront prises pour protéger les occupants contre l'incendie et les effets de la décélération en cas d'atterrissage d'urgence.

4.6.2 Dans le cas des hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'hélicoptère en passagers et équipage. Les hélicoptères dont le certificat prévoit le cas d'amerrissage forcé seront conçus de manière à donner une assurance raisonnable que, en cas d'amerrissage forcé, les passagers et l'équipage pourront évacuer l'hélicoptère en toute sécurité.

4.6.3 Dans le cas des hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'hélicoptère en passagers et équipage et il sera démontré qu'ils conviennent à leur finalité. Les hélicoptères dont le certificat prévoit le cas d'amerrissage forcé seront conçus de manière à donner une assurance raisonnable que, en cas d'amerrissage forcé, les passagers et l'équipage pourront évacuer l'hélicoptère en toute sécurité.

4.7 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'hélicoptère, des dispositions appropriées seront prises pour réduire au minimum les risques de dégâts que les opérations normales de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage) pourraient faire subir aux éléments de l'hélicoptère essentiels à la sécurité d'utilisation, dégâts qui pourraient passer inaperçus. Il pourrait être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. ROTORS ET GROUPES MOTOPROPULSEURS

5.1 Moteurs

Les normes de la partie VI de la présente Annexe s'appliqueront à chaque moteur utilisé sur les hélicoptères comme groupe de propulsion primaires.

5.2 Rotors et installation motrice

5.2.1 Généralités

L'installation motrice et les rotors seront conformes aux normes du chapitre 4 et du § 5.2.

5.2.2 Conception, construction et fonctionnement

a) Les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants, avec leurs accessoires, seront conçus et réalisés de manière que leur fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsqu'ils sont convenablement adaptés aux moteurs et installés sur l'hélicoptère conformément aux dispositions du présent chapitre.

b) Dans le cas des hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg ou des hélicoptères certifiés en fonction de la norme de catégorie A, les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants feront l'objet d'une évaluation pour vérifier qu'ils fonctionnent de façon sûre dans toute la gamme de conditions d'utilisation. Si l'évaluation établit la possibilité d'une défaillance susceptible d'empêcher la poursuite du vol ou l'atterrissage en sécurité de l'hélicoptère, des moyens seront prescrits pour réduire au minimum la probabilité d'une telle défaillance.

5.2.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi prévues pour les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants seront déclarées.

a) *Limites maximale et minimale de régime des rotors*. Les régimes maximaux et minimaux des rotors, moteurs arrêtés et moteurs en marche, seront définis. Tout paramètre de pilotage (par exemple la vitesse anémométrique) qui influe sur ces régimes maximaux ou minimaux sera déclaré.

b) *Avertissements d'insuffisance de régime rotor — Hélicoptères monomoteurs et hélicoptères multimoteurs non dotés d'un dispositif approuvé d'augmentation automatique de la puissance en cas de panne de moteur.* Lorsqu'un hélicoptère approche d'une limite de régime rotor, moteurs en fonctionnement ou non, des avertissements nets et distincts seront donnés au pilote. Les avertissements ou les caractéristiques initiales du cas de vol dont il s'agit seront tels qu'ils permettront au pilote d'empêcher l'aggravation de la situation dès le début du signal d'avertissement et de ramener le nombre de tours dans les limites normales prescrites, en conservant pleinement la maîtrise de l'hélicoptère.

5.2.4 Essais

Les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants subiront avec succès les essais nécessaires pour vérifier que leur fonctionnement sera satisfaisant et sûr dans le domaine défini par les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi déclarées. Les essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier que la résistance et les caractéristiques de vibration sont satisfaisantes, et pour démontrer le fonctionnement normal et sûr des mécanismes de changement et de régulation de pas ainsi que des mécanismes de mise en roue libre. Dans le cas des hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, il sera démontré que les caractéristiques de survitesse sont satisfaisantes.

b) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, les régimes moteur et rotor, et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants.

5.2.5 Conformité aux limites d'emploi des moteurs, des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs, les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants puissent fonctionner de façon sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'hélicoptère pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs, des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants, conformément au présent chapitre et à la partie VI.

5.2.6 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas des hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg et dans celui des hélicoptères certifiés en fonction de la norme de catégorie A, si, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur peut augmenter le risque d'incendie ou de rupture grave de la structure, l'équipage disposera de moyens pour arrêter, en vol, la rotation du moteur défaillant ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

5.2.7 Redémarrage des moteurs

Les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg et les hélicoptères certifiés en fonction de la norme de catégorie A seront dotés de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

5.2.8 Disposition et fonctionnement

5.2.8.1 *Indépendance des moteurs.* Dans le cas des hélicoptères de catégorie A pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, le groupe motopropulseur sera disposé de façon que l'on puisse commander et faire fonctionner chaque moteur, avec ses accessoires, indépendamment des autres ; il existera au moins une configuration du groupe motopropulseur et de ses accessoires pour laquelle une défaillance quelconque (à moins que l'éventualité d'une telle défaillance soit extrêmement rare) ne risque pas d'entraîner une perte de puissance plus grande que celle résultant de la défaillance totale du moteur le plus défavorable.

5.2.8.2 *Indépendance des moteurs et des accessoires.* Dans le cas des hélicoptères de catégorie A pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les moteurs et leurs accessoires seront disposés et

isolés les uns des autres de manière à permettre, dans au moins une configuration, un fonctionnement tel qu'une panne ou une anomalie d'un moteur, ou d'un accessoire qui peut perturber le fonctionnement d'un moteur :

a) n'empêchera pas l'autre ou les autres moteurs de continuer à fonctionner en toute sécurité ; ou

b) n'exigera pas l'intervention immédiate d'un membre de l'équipage autre que l'intervention normale du pilote avec les commandes de vol primaires, pour assurer la sécurité du fonctionnement.

5.2.8.3 *Vibrations des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants.* Les contraintes de vibrations des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'hélicoptère.

5.2.8.4 *Refroidissement*. Le circuit de refroidissement sera capable de maintenir la température des éléments et des fluides du groupe motopropulseur dans les limites fixées (voir § 5.2.5) à toutes les températures ambiantes approuvées pour l'utilisation de l'hélicoptère. Les températures ambiantes maximale et minimale pour lesquelles il a été montré que le groupe motopropulseur peut fonctionner seront consignées dans le manuel de vol.

5.2.8.5 *Accessoires.* Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et les autres circuits associés au groupe motopropulseur et au(x) rotor(s) seront capables d'alimenter chacun de ces éléments conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influent sur le fonctionnement des circuits (par exemple réglage de puissance du moteur, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

5.2.8.6 *Protection contre l'incendie*. Pour les zones du groupe motopropulseur particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.2, alinéa e) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux résistant au feu, des autres zones de l'hélicoptère où un incendie risquerait de compromettre soit la poursuite du vol ou l'atterrissage (hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg ou de catégorie A), soit l'atterrissage (autres hélicoptères) ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones seront résistants au feu. Le drainage de chaque zone sera prévu, pour réduire au minimum les dangers découlant de la défaillance de tout élément contenant des fluides inflammables. L'hélicoptère sera doté de moyens permettant à l'équipage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement de fluides inflammables dans ces zones. S'il y a des sources de fluide inflammable dans ces zones, l'ensemble du système connexe qui s'y trouve également, y compris ses supports, sera à l'épreuve du feu ou protégé contre les effets du feu.

c) *Détecteurs d'incendie.* Dans le cas des installations à turbomoteur, des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones, à moins que le pilote puisse détecter rapidement l'incendie depuis le poste de pilotage.

d) *Matériel d'extinction.* Dans le cas des hélicoptères à turbomoteur dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, ces zones seront dotées d'un matériel d'extinction suffisant pour éteindre tout incendie susceptible de s'y déclarer, à moins qu'en raison du degré d'isolement, de la quantité de combustible, des qualités de résistance à l'incendie de la structure, et d'autres facteurs, les incendies susceptibles de se déclarer dans l'une de ces zones ne risquent pas de compromettre la sécurité de l'hélicoptère.

CHAPITRE 6. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

6.1 Généralités

6.1.1 L'hélicoptère sera doté des instruments, de l'équipement et des systèmes approuvés nécessaires à la sécurité d'exploitation dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera doté notamment des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipage d'utiliser l'hélicoptère dans les limites d'emploi. La conception des instruments et de l'équipement tiendra compte des principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les hélicoptères utilisés dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, partie 3, prescrit, en sus de l'équipement minimal exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité, l'installation d'un équipement et d'instruments supplémentaires.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

6.1.2 La conception des instruments, de l'équipement et des systèmes exigés au § 6.1.1 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe, dans le cas des hélicoptères de catégorie A, une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence sur l'aéronef et ses occupants, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils accomplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électromagnétique entre eux est réduit au minimum.

6.1.3 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes et pour lui permettre de prendre des mesures correctrices.

6.1.4 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de façon à pouvoir fournir les charges nécessaires en fonctionnement normal et de manière telle qu'aucune panne ou anomalie simple ne risque de l'empêcher de fournir les charges essentielles à la sécurité du vol.

6.1.5 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Dans le cas des hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui satisfait aux spécifications de la présente partie, notamment celles du § 6.1.2, alinéas a) et b).

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

6.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

6.3 Équipement de secours et de survie

L'équipement de secours et de survie prescrit, que l'équipage ou les passagers peuvent avoir à utiliser ou à mettre en œuvre en cas d'urgence, sera fiable, accessible et identifiable, et portera clairement l'indication de son mode d'emploi.

6.4 Feux de position et feux anticollision

6.4.1 Les feux qui, conformément à l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, doivent être allumés en vol ou lors des déplacements sur l'aire de mouvement d'un aérodrome ou d'une hélistation, auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent au pilote d'un autre aéronef ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et pour exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel clair étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions de faible luminosité du fond de jour. En outre, des situations propices à l'abordage ont plus de chances de se produire dans les régions de contrôle terminales où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs avec des vitesses de rapprochement qui ont peu de chances de dépasser 900 km/h (500 kt).

6.4.2 Les feux seront disposés sur les hélicoptères de façon à réduire au minimum le risque qu'ils gênent les équipages de conduite dans l'exercice de leurs fonctions.

Note.— Afin d'éviter les effets mentionnés au § 6.4.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au pilote les moyens de régler l'intensité des feux à éclats.

6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques de l'aéronef, en particulier les systèmes critiques et essentiels pour le vol, seront protégés selon les besoins contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes aussi bien qu'externes.

6.6 Protection givrage

Si la certification pour le vol en conditions givrantes est requise, il sera démontré que l'hélicoptère est capable de fonctionner en toute sécurité dans toutes les conditions givrantes qui sont susceptibles de survenir dans tous les environnements d'utilisation prévus.

CHAPITRE 7. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

7.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle.

7.2 Limites d'emploi

7.2.1 Les limites d'emploi qui pourraient être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées. Au besoin, elles intégreront une correction visant à prendre en compte les erreurs de mesure, afin que l'équipage de conduite puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

7.2.2 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.2.2).

7.2.3 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.5.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'hélicoptère ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration et des autres éléments appropriés.

7.2.4 Limites relatives au groupe motopropulseur

Les limites relatives au groupe motopropulseur comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments du groupe motopropulseur de l'hélicoptère (voir § 5.2.5 et 5.2.8.4).

7.2.5 Limites relatives aux rotors

Les limites relatives aux régimes des rotors comprendront les régimes minimaux et maximaux des rotors avec moteurs arrêtés (autorotation) et moteurs en marche.

7.2.6 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'hélicoptère.

7.2.7 Limites d'emploi diverses

Les limites d'emploi diverses comprendront toutes les limites nécessaires portant sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'hélicoptère (voir § 1.2.1).

7.2.8 Limites relatives à l'équipage

Les limites relatives à l'équipage comprendront l'effectif minimal de l'équipage de conduite nécessaire pour utiliser l'hélicoptère, compte tenu, entre autres, des possibilités d'accès des membres d'équipage à toutes les commandes et instruments nécessaires, et de l'exécution des procédures d'urgence applicables.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipage minimal sont définis dans l'Annexe 6, partie 3.

7.3 Utilisation — Renseignements et procédures

7.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation auxquels l'hélicoptère a été reconnu apte en vertu de sa conformité au règlement applicable de navigabilité.

7.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'hélicoptère (avec indication de l'état de l'hélicoptère au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de l'équipage, de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité totale d'huile, de fluide de refroidissement des moteurs et de fluide hydraulique.

7.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'hélicoptère considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

7.3.4 Renseignements sur le pilotage

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'hélicoptère.

7.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'hélicoptère seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipage de conduite l'obtention des performances consignées.

7.5 Manuel de vol

L'utilisateur disposera d'un manuel de vol. Ce manuel identifiera clairement l'hélicoptère ou la série d'hélicoptères auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, renseignements et procédures qui font l'objet des spécifications des § 7.2, 7.3, 7.4 et 7.6.1.

7.6 Repères et plaques indicatrices

7.6.1 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipage de conduite pendant le vol.

7.6.2 Des repères et des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, dans les opérations de service au sol (par exemple remorquage, avitaillement), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité de vol.

7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

7.7.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'hélicoptère en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 7.7.2, 7.7.3 et 7.7.4.

7.7.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'hélicoptère et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

7.7.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

Note.— L'élaboration de renseignements préliminaires relatifs au programme de maintenance au moment de la certification de type de l'hélicoptère est parfois appelée processus de la Commission de révision de maintenance (MRB) *ou processus d'élaboration d'instructions pour le maintien de la navigabilité.*

7.7.4 Prescriptions de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les prescriptions de maintenance obligatoires spécifiées par l'État de conception dans le cadre de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance indiqués au § 7.7.3.

Note.— Les prescriptions obligatoires établies dans le cadre de l'approbation de la conception de type sont souvent appelées spécifications de maintenance pour la certification (CMR) ou limitations de navigabilité.

CHAPITRE 8. RÉSISTANCE À L'ÉCRASEMENT ET SÉCURITÉ DANS LA CABINE

8.1 Généralités

La résistance à l'écrasement sera prise en compte dans la conception des hélicoptères, afin d'améliorer la probabilité de survie des occupants.

8.2 Charges calculées pour l'atterrissage d'urgence

Les charges en cas d'atterrissage d'urgence (écrasement) seront déterminées de façon à permettre que l'aménagement intérieur, la structure support et l'équipement de sécurité soient conçus afin de protéger raisonnablement les occupants en conditions d'atterrissage d'urgence. Les points à prendre en compte comprendront les suivants :

a) les effets dynamiques ;

b) les critères de retenue pour les éléments qui pourraient poser un danger ;

c) la déformation du fuselage dans les zones des sorties d'urgence ;

d) l'intégrité et la position des réservoirs de carburant ;

e) l'intégrité des circuits électriques pour éviter les sources d'allumage dans les zones où se trouvent des éléments du circuit carburant.

8.3 Protection incendie dans la cabine

La cabine sera conçue de façon à ce que les occupants soient protégés contre l'incendie en cas de pannes de systèmes en vol ou en cas d'écrasement. Les points à considérer comprendront :

a) l'inflammabilité des matériaux de l'aménagement de la cabine ;

b) la résistance au feu et, dans le cas des hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 3 175 kg, la production de fumée ;

c) l'installation de dispositifs de sécurité pour permettre une évacuation en toute sécurité ;

d) l'équipement d'extinction incendie.

8.4 Évacuation

Il sera prévu dans l'hélicoptère suffisamment de sorties d'urgence pour permettre l'évacuation de la cabine dans un délai approprié. Les points à prendre en compte, selon la taille et la catégorie de l'hélicoptère, comprendront :

a) le nombre et la disposition des sièges ;

b) le nombre, l'emplacement et la dimension des sorties ;

c) le marquage des sorties et la fourniture d'instructions d'utilisation ;

d) les obstructions probables des sorties ;

e) le fonctionnement des sorties ;

f) l'emplacement et le poids du matériel d'évacuation aux sorties, par exemple les toboggans et les radeaux.

8.5 Balisage lumineux et marquage

Dans le cas des hélicoptères à dix sièges passagers ou plus, un balisage lumineux d'urgence sera installé, qui présentera les caractéristiques suivantes :

a) fonctionnement indépendant de l'alimentation électrique principale ;

b) dans le cas des hélicoptères pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, allumage automatique en cas de perte de la puissance normale ou d'impact ;

c) indication visuelle des issues de secours ;

d) éclairage à l'intérieur et à l'extérieur de l'hélicoptère pendant l'évacuation.

CHAPITRE 9. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

9.1 Généralités

La conception de l'hélicoptère sera telle qu'elle permet l'exploitation sûre dans les limites de performance de ses passagers et de ceux qui le font fonctionner ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine étant souvent le point faible dans un environnement opérationnel, il faut s'assurer que l'hélicoptère puisse être maîtrisé dans toutes les phases du vol (y compris toute dégradation due à des défaillances) et que ni l'équipage ni les passagers ne sont touchés par l'environnement dans lequel ils ont été placés pour la durée du vol.

9.2 Équipage de conduite

9.2.1 La conception de l'hélicoptère sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'appareil par l'équipage de conduite. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie de l'équipage de conduite, à la mesure des limites inscrites sur les licences de l'équipage de conduite. Il sera tenu compte des diverses conditions d'utilisation prévues de l'hélicoptère dans son environnement, et notamment le fonctionnement dégradé par des défaillances.

9.2.2 La charge de travail imposée à l'équipage de conduite par la conception de l'hélicoptère sera raisonnable à toutes les étapes du vol. Il sera particulièrement tenu compte des étapes critiques du vol et des événements critiques qui peuvent raisonnablement être attendus pendant la durée de vie de l'hélicoptère, comme une panne de moteur.

Note.— La charge de travail peut être influencée à la fois par des facteurs cognitifs et par des facteurs physiologiques.

9.3 Ergonomie

Lors de la conception de l'hélicoptère, il sera tenu compte de l'ergonomie, notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) environnement de travail de l'équipage de conduite ;

d) normalisation du poste de pilotage ;

e) maintenabilité.

9.4 Considérations relatives à l'environnement

La conception de l'hélicoptère tiendra compte de l'environnement opérationnel de l'équipage de conduite, et notamment :

a) de l'effet des facteurs aéromédicaux comme le bruit et les vibrations ;

b) de l'effet des forces physiques pendant le vol normal.

PARTIE V. AVIONS LÉGERS

PARTIE VA. AVIONS DE PLUS DE 750 KG MAIS NON DE PLUS DE 5 700 KG POUR LESQUELS LA DEMANDE DE CERTIFICATION A ÉTÉ SOUMISE LE OU APRÈS LE 13 DÉCEMBRE 2007 MAIS AVANT LE 7 MARS 2021

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les avions désignés au § 1.1.2 pour lesquels une demande de certification de type a été soumise aux autorités nationales compétentes le ou après le 13 décembre 2007 mais avant le 7 mars 2021.

1.1.2 Sauf indication contraire, les normes et pratiques recommandées de la présente partie s'appliqueront à tous les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 750 kg mais égale ou inférieure à 5 700 kg et qui sont destinés au transport international de passagers, de marchandises ou d'articles postaux.

Note 1.— Les avions visés au § 1.1.2 sont les avions normaux, les avions utilitaires et les avions de voltige.

Note 2.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.3 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les avions indiqués au § 1.1.2 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.4 Sauf indications contraires, les normes s'appliqueront à l'avion complet, y compris son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement.

1.2 Limites d'emploi

1.2.1 Des limites d'emploi seront fixées pour l'avion, son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement (voir § 7.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'avion est utilisé dans les limites spécifiées. Les limites d'emploi comprendront une marge de sécurité pour rendre extrêmement rare l'éventualité d'un accident.

1.2.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'avion, par exemple la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses, la température de l'air ambiant et les altitudes, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'avion satisfait aux normes de la présente partie.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple, avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application des normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 1 —* Aviation de transport commercial international — Avions, *et Partie 2 —* Aviation générale internationale — Avions*).*

1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'avion ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable

La façon de démontrer la conformité au règlement applicable de navigabilité garantira que dans chaque cas, la précision obtenue est telle qu'elle donne une assurance suffisante que l'avion, ses éléments et son équipement sont conformes aux prescriptions, sûrs et qu'ils fonctionnent correctement dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs avions du type pour lequel le certificat de type est demandé, ou encore par des calculs (ou d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'avion satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'avion dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'avion.

2.2 Performances

2.2.1 Des données suffisantes sur les performances de l'avion seront établies et consignées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale de l'avion à partir des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol projeté pour que le vol puisse être effectué avec une garantie raisonnable que l'avion atteindra les performances minimales de sécurité.

2.2.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'avion tiendra compte des performances humaines et, en particulier, n'exigera pas de l'équipage de conduite une habileté exceptionnelle ou une attention excessive.

Note.— Des éléments indicatifs sur les performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

2.2.3 Les performances consignées au manuel de vol de l'avion seront compatibles avec les limites d'emploi du § 1.2.1 et avec les combinaisons logiquement possibles en service de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut modifier les performances.

2.2.4 Performances minimales

Dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 2 721 kg, les performances minimales seront consignées comme suit :

a) aux masses maximales (voir § 2.2.7) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude ou de l'altitude-pression de l'aérodrome soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul ;

b) dans le cas des hydravions, dans des conditions spécifiées en eau calme,

l'avion sera capable de réaliser des performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.5, alinéa a), et 2.2.6, alinéa a), sans considération d'obstacles ni de longueur de piste ou de plan d'eau.

Note.— Cette norme permet de consigner dans le manuel de vol la masse maximale au décollage et la masse maximale à l'atterrissage en fonction, par exemple :

— *de l'altitude de l'aérodrome,*

— *de l'altitude-pression au niveau de l'aérodrome, ou*

— *de l'altitude-pression et de la température atmosphérique au niveau de l'aérodrome,*

pour qu'elles soient facilement utilisables lors de l'application du règlement national sur les limites d'emploi relatives aux performances.

2.2.5 Décollage

a) Dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 2 721 kg, à la fin de la période pendant laquelle la puissance ou la poussée de décollage peut être utilisée, l'avion sera capable, avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement et l'autre ou les autres moteurs utilisés dans les limites de leur puissance ou poussée maximale continue, de poursuivre la montée jusqu'à une hauteur où il pourra se maintenir et poursuivre son vol et atterrir en sécurité.

b) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances minimales seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.7), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

2.2.6 Atterrissage

a) Dans le cas des avions à un moteur, ou à une hélice, ou des avions multimoteurs, pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, qui ne peuvent pas maintenir un taux de montée positif en cas de défaillance de moteur ou d'hélice, la conception permettra, dans l'éventualité d'une telle défaillance, le pilotage et l'exécution d'un atterrissage forcé en sécurité, dans des conditions favorables.

b) En ce qui concerne les avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 2 721 kg, en cas d'approche interrompue, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'approche et avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement, de poursuivre son vol jusqu'en un point d'où une autre approche pourra être effectuée.

c) En cas d'atterrissage interrompu, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'atterrissage, d'effectuer une ressource avec tous les moteurs en fonctionnement.

2.2.7 Performances consignées dans le manuel de vol

Des données de performances seront définies et consignées dans le manuel de vol afin de permettre l'établissement d'une relation de sécurité entre les performances de l'avion et les caractéristiques des aérodromes et des routes aériennes que l'avion est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol pour les phases ci-après, et pour les gammes de masse, d'altitude ou d'altitude-pression, de vitesse du vent, de pente de la surface de décollage et d'atterrissage pour les avions terrestres, ou de conditions du plan d'eau, de densité de l'eau et de force du courant pour les hydravions, suivant le cas, et pour toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité.

a) *Décollage.* Les données de performances au décollage comprendront la distance nécessaire pour décoller et monter jusqu'à une hauteur choisie au-dessus de la surface de décollage. Cette distance sera déterminée pour chaque masse, altitude et température à l'intérieur des limites opérationnelles établies pour le décollage dans les conditions suivantes :

— puissance de décollage sur chaque moteur,

— volets en position de décollage,

— train d'atterrissage sorti.

b) *Croisière.* Dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur, les performances ascensionnelles en croisière seront les performances de montée (ou de descente) dans la configuration de croisière avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement. Les moteurs en fonctionnement ne seront pas utilisés à une puissance supérieure à la puissance ou poussée maximale continue.

c) *Atterrissage.* La distance d'atterrissage sera la distance horizontale parcourue par l'avion à partir d'un point de la trajectoire d'approche situé à une hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, jusqu'au point de la surface d'atterrissage où l'avion s'immobilise, ou, pour les hydravions, jusqu'au point où la vitesse tombe à une valeur suffisamment basse. La hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage et la vitesse d'approche seront déterminées en fonction des méthodes d'exploitation. Cette distance peut être complétée par les marges qui s'avéreraient nécessaires. En pareil cas, la hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, la vitesse d'approche et la marge de distance seront liées par une relation appropriée et tiendront compte à la fois des méthodes normales d'exploitation et de tout écart raisonnable par rapport à ces méthodes.

2.3 Qualités de vol

2.3.1 L'avion satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'avion est approuvé.

2.3.2 Manœuvrabilité et maniabilité

2.3.2.1 L'avion sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice ou de poussée et changements de configuration de l'avion), sans que le pilote ait à faire preuve d'une habileté, d'une attention ou d'une vigueur exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Une technique permettant de manœuvrer l'avion avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.2.2 *Manœuvrabilité à la surface.* L'avion sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.2.3 *Manœuvrabilité au décollage.* L'avion sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage.

2.3.2.4 *Vitesse de sécurité au décollage.* Les vitesses de sécurité au décollage admises pour déterminer les performances au décollage (lorsque l'avion a quitté le sol ou l'eau) comprendront une marge suffisante au-dessus de la vitesse de décrochage et au-dessus de la vitesse minimale à laquelle l'avion reste manœuvrable après une défaillance soudaine du moteur le plus défavorable.

2.3.3 Compensation

Les caractéristiques de compensation de l'avion seront telles que l'attention exigée du pilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. Cette norme s'appliquera aux cas de vol normaux et aux cas de vol avec défaillance d'un ou de plusieurs moteurs pour lesquels les caractéristiques de performances sont déterminées.

2.4 Stabilité et contrôle

2.4.1 Stabilité

La stabilité de l'avion, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesse), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du pilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'avion ne sera cependant pas telle que le pilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'avion risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence. La stabilité peut être obtenue par des moyens naturels ou artificiels, ou une combinaison des deux. Dans les cas où la stabilité artificielle est nécessaire pour faire apparaître la conformité aux normes de la présente partie, il sera démontré qu'une panne ou une situation quelconque exigeant de déployer une habileté de pilotage ou une force exceptionnelles pour rétablir la stabilité de l'avion est extrêmement improbable.

2.4.2 Décrochage

2.4.2.1 *Avertissement de décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances ou poussées admissibles, sauf celles qui ne sont pas jugées essentielles à la sécurité du vol, aussi bien en ligne droite qu'en virage, le pilote sera prévenu, sans ambiguïté, de l'approche du décrochage. L'avertissement de l'approche du décrochage et les autres caractéristiques de l'avion seront tels qu'ils permettront au pilote d'éviter le décrochage après le début de l'avertissement et, sans modifier la puissance ou la poussée, de garder parfaitement la maîtrise de l'avion.

2.4.2.2 *Comportement de l'avion à la suite d'un décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances ou poussées pour lesquelles l'aptitude à rétablir l'avion après un décrochage est jugée essentielle, le comportement de l'avion après un décrochage ne sera pas tel qu'il soit difficile d'effectuer un rétablissement rapide sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'avion.

2.4.2.3 *Vitesses de décrochage.* Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé dans les configurations correspondant à chaque phase de vol (par exemple décollage, croisière et atterrissage) seront déterminées. Une des déterminations sera effectuée à une puissance ou poussée inférieure ou égale à la puissance ou poussée nécessaire pour obtenir une poussée nulle à une vitesse à peine supérieure à la vitesse de décrochage.

2.4.3 Vibrations aéroélastiques et autres vibrations

2.4.3.1 Il sera démontré par une analyse et des essais appropriés ou toute combinaison de ces deux méthodes que, dans les limites d'emploi de l'avion (voir § 1.2.2), pour aucune des configurations ni à aucune des vitesses, il ne se produit dans aucune partie de l'avion de vibrations aéroélastiques ou d'autres vibrations excessives. L'avion ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de détériorer la structure.

2.4.3.2 L'avion ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de compromettre les manœuvres ou d'imposer à l'équipage de conduite une fatigue excessive.

Note.— Dans son rôle d'avertisseur de décrochage, le buffeting est utile et les présentes dispositions ne visent pas à l'éliminer.

2.4.4 Vrille

Il sera démontré qu'en utilisation normale, l'avion ne manifeste pas de tendance à se mettre en vrille de façon spontanée. Si la conception permet la mise en vrille ou, dans le cas d'un avion équipé d'un moteur, prévoit la possibilité d'une mise en vrille spontanée, il sera démontré qu'en utilisant normalement les commandes, et sans déployer d'habileté de pilotage exceptionnelle, on peut sortir l'avion de la vrille en respectant les limites de redressement applicables.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

La structure de l'avion, après la conception et la construction, sera fournie accompagnée d'instructions d'entretien et de réparation, dans le but d'éviter une panne catastrophique pendant toute sa vie utile.

3.2 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.3 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits au § 3.6, seront considérées comme des charges limites.

3.4 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits au § 3.6, aucune partie de la structure de l'avion ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'avion sera capable de supporter la charge ultime.

3.5 Vitesses

3.5.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale pour lesquelles la structure de l'avion est calculée. Afin d'éviter des dépassements par inadvertance, dues à des excursions ou à des variations atmosphériques, les vitesses de calcul devront assurer une marge suffisante pour l'établissement de vitesses limites d'utilisation pratiques. Les vitesses de calcul devront être suffisamment supérieures à la vitesse de décrochage de l'avion pour assurer une protection contre la perte de maîtrise en air turbulent. Il faudra envisager d'établir une vitesse de manœuvre de calcul, une vitesse de calcul en croisière, une vitesse en piqué calculée et toutes autres vitesses de calcul nécessaires pour les configurations à grande portance ou autres dispositifs spéciaux.

3.5.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol parmi les limites d'emploi (voir § 7.2).

3.6 Résistance

3.6.1 Tous les éléments structuraux seront conçus pour supporter les charges maximales prévues en service, dans toutes les conditions d'utilisation envisagées, sans défaillance, ni déformation permanente ou perte de fonctionnalité. Pour la détermination de ces charges, il sera tenu compte des éléments suivants :

a) la durée de vie prévue de l'avion ;

b) l'environnement de rafales verticales et horizontales, compte tenu des variations prévues de la trajectoire et des configurations de charge ;

c) le spectre de manœuvre, compte tenu des variations de la trajectoire et des configurations de charge ;

d) les cas de charges dissymétriques aussi bien que les cas de charges symétriques ;

e) les charges au sol et à flot, et notamment les charges en circulation au sol, à l'atterrissage et au décollage, et les charges de manutention au sol et sur l'eau ;

f) la plage de vitesses de l'avion, compte tenu des caractéristiques et des limites d'utilisation de l'avion ;

g) les charges de vibration et de buffeting ;

h) la corrosion ou autre dégradation, étant donné la maintenance spécifiée, et les divers environnements d'utilisation ;

i) toutes autres charges, comme les charges sur les commandes de vol, les charges dues à la pressurisation de la cabine, les charges dues au fonctionnement des moteurs ou les charges dynamiques dues aux changements de la configuration permanente.

3.6.2 La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière.

3.7 Survivabilité

L'avion sera conçu de façon à offrir aux occupants la protection maximale possible en cas de défaillance structurale, ou en cas de dommage dû à un impact au sol, sur l'eau ou contre un objet. Seront pris en compte au moins les éléments suivants :

a) absorption d'énergie, par la cellule, les sièges et dispositifs de retenue des occupants ;

b) la possibilité de sortie dans le délai le plus court possible.

3.8 Durabilité de la structure

La structure de l'avion sera conforme aux principes de tolérance aux dommages et d'endurance de sécurité ou de sécurité intégrée et sera telle qu'elle permettra d'éviter une défaillance catastrophique pendant la durée de vie de l'appareil compte tenu, s'il y a lieu :

a) de l'environnement prévu ;

b) des charges répétées prévues en service ;

c) des vibrations prévues du fait de l'interaction aérodynamique ou de sources internes ;

d) des cycles thermiques ;

e) des dommages accidentels et des dommages provenant de sources discrètes ;

f) de la corrosion ou autre dégradation probable ;

g) de la maintenance spécifiée ;

h) des réparations structurales probables.

3.9 Facteurs spéciaux

Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les éléments (par exemple moulages, roulements ou raccords) dont la résistance est sujette à variation en raison des processus de fabrication, d'une détérioration en service ou de toute autre cause seront pris en compte au moyen d'un facteur approprié.

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

4.1.1 Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'avion fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

4.1.2 Vérification des parties mobiles

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'avion sera démontré afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.3 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'avion essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.4 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.5 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.6 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'avion qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.2 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipage à garder la maîtrise de l'avion en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire, y compris la prévention d'erreurs d'assemblage et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des gouvernes.

1) Chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et l'efficacité correspondant à sa fonction.

2) Chaque élément de chaque timonerie sera conçu ou marqué de façon particulière et permanente afin de réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement du système.

b) *Survivabilité des systèmes.* Les systèmes de bord seront conçus et disposés pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après un événement ayant entraîné des dommages à la structure ou aux systèmes de l'avion.

c) *Poste d'équipage.* Le poste d'équipage sera conçu de manière à réduire au minimum les risques de manœuvre incorrecte ou incomplète des commandes par suite de la fatigue, d'une confusion ou d'entraves quelconques. Il sera tenu compte au moins des éléments suivants : disposition et identification des commandes et instruments, rapidité d'identification des cas d'urgence, réactions des commandes, ventilation, chauffage et insonorisation.

d) *Champ de vision du poste de pilotage.* Le poste de pilotage sera aménagé de manière à offrir un champ de vision étendu, clair et sans distorsion, suffisant pour assurer la sécurité d'utilisation de l'avion, et à éliminer tout éblouissement ou réflexion susceptible de gêner la vision de l'équipage de conduite. Le pare-brise sera techniquement conçu pour permettre, en cas de pluie modérée, une visibilité suffisante pour le pilotage normal et l'exécution d'approches et d'atterrissages.

e) *Cas d'urgence.* L'avion sera doté de moyens qui assurent la prévention automatique des cas d'urgence résultant des défaillances possibles de l'équipement ou des systèmes susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion, ou qui permettent à l'équipage de faire face à ces cas d'urgence. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les performances et les limites d'emploi spécifiées dans la présente Annexe et l'Annexe 6, parties 1 et 2, couvrent le cas de défaillances.

f) *Précautions contre l'incendie.* La conception de l'avion et les matériaux utilisés pour sa fabrication seront tels qu'ils réduisent au minimum les risques d'incendies en vol ou à la surface et la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie.

g) *Compartiment fret et protection contre l'incendie :*

1) Les sources de chaleur qui, à l'intérieur du compartiment, pourraient enflammer le fret ou les bagages seront blindées ou isolées de façon à empêcher qu'une telle situation ne se produise.

2) Chaque compartiment à fret ou à bagages sera fait de matériaux qui sont au moins résistants à la flamme.

h) *Protection des occupants.* Lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention seront prévues pour les cas de décompression accidentelle de la cabine et pour les cas de présence de fumée ou de gaz toxiques qui risquent de causer l'incapacité des occupants.

4.3 Aéroélasticité

L'avion ne présentera pas de vibrations aéroélastiques, de divergence structurale, d'inversion de commande, de perte de maîtrise résultant d'une déformation structurale et d'effets aéroélastiques, pour toutes les vitesses comprises dans l'enveloppe de conception et pour des vitesses supérieures à ces limites, pour qu'il soit conforme au § 1.2.1. Il sera tenu compte des caractéristiques de l'avion.

4.4 Aménagements pour les occupants

4.4.1 Sièges et systèmes de retenue

Des sièges et systèmes de retenue adéquats seront fournis aux occupants, compte tenu des charges en vol et charges d'atterrissage d'urgence susceptibles de se produire. On prendra soin de réduire au minimum le risque de blessures des occupants par suite de contact avec les structures environnantes pendant l'utilisation de l'avion.

4.4.2 Environnement de la cabine

Des systèmes de ventilation, de chauffage et, selon le cas, de pressurisation seront conçus afin d'offrir dans la cabine un environnement adéquat dans les conditions d'utilisation prévues en vol et au sol ou sur l'eau. La conception des systèmes tiendra également compte des conditions d'urgence probables.

4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

4.5.1 La métallisation et la protection contre la foudre et l'électricité statique seront telles qu'elles :

a) protègent l'avion, ses systèmes, ses occupants et ceux qui entrent en contact avec l'avion au sol ou sur l'eau des effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

4.5.2 L'avion sera aussi protégé contre les effets catastrophiques de la foudre. Il sera dûment tenu compte des matériaux utilisés dans la construction de l'avion.

4.6 Atterrissage d'urgence

4.6.1 Lors de la conception de l'avion, des dispositions seront prises pour protéger les occupants, en cas d'atterrissage d'urgence, contre l'incendie et les effets directs de la décélération ainsi que contre les blessures dues aux effets de la décélération sur l'équipement intérieur de l'avion.

4.6.2 Des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'avion en passagers et en équipage et il sera démontré qu'ils conviennent à leur finalité.

4.7 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'avion, des dispositions et des procédures seront définies pour assurer la sécurité des opérations de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage). Il peut être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. GROUPE MOTOPROPULSEUR

5.1 Moteurs

Les normes de la partie VI de la présente Annexe s'appliqueront à chaque moteur utilisé comme organe de propulsion primaire de l'avion.

5.2 Hélices

Les normes de la partie VII de la présente Annexe s'appliqueront à chaque hélice de l'avion.

5.3 Installation motrice

5.3.1 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et des hélices

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs et les hélices (le cas échéant) puissent fonctionner de façon fiable dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'avion pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs et hélices, établies conformément aux dispositions du présent chapitre et des parties VI et VII.

5.3.2 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas d'une installation où, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur augmenterait le risque d'incendie ou de dommage grave à la structure, l'équipage disposera de moyens pour arrêter la rotation de ce moteur en vol, ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

5.3.3 Installation turbomachine

Dans le cas d'une installation turbomachine :

a) la conception sera telle qu'elle réduit au minimum les risques pour l'avion en cas de défaillance de parties tournantes d'un moteur, ou d'incendie moteur qui se propage à travers le carter moteur ;

b) l'installation motrice sera conçue pour qu'on ait l'assurance raisonnable que les limites d'utilisation du moteur qui ont une incidence négative sur l'intégrité structurale des parties tournantes ne seront pas dépassées en service.

5.3.4 Redémarrage des moteurs

L'avion sera doté de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

5.3.5 Disposition et fonctionnement

5.3.5.1 *Indépendance des moteurs*. Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, le groupe motopropulseur sera disposé et installé de façon que l'on puisse commander et faire fonctionner chaque moteur, avec ses accessoires, indépendamment des autres ; il existera au moins une configuration du groupe motopropulseur et de ses accessoires pour laquelle une défaillance quelconque (à moins que l'éventualité d'une telle défaillance soit extrêmement rare) ne risque pas d'entraîner une perte de puissance plus grande que celle résultant de la défaillance totale du moteur le plus défavorable.

5.3.5.2 *Indépendance des moteurs et des accessoires*. Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les moteurs et leurs accessoires seront disposés et isolés les uns des autres de manière à permettre, dans au moins une configuration, un fonctionnement tel qu'une panne ou une anomalie de moteur, ou une panne ou une anomalie (y compris la destruction par le feu dans le compartiment moteur) de tout système qui peut perturber le fonctionnement du moteur (autre qu'un réservoir de carburant si un seul réservoir de carburant est installé) :

a) n'empêchera pas l'autre ou les autres moteurs de continuer à fonctionner en toute sécurité ; ou

b) n'exigera pas l'intervention immédiate d'un membre de l'équipage pour assurer la sécurité de fonctionnement de l'autre ou des autres moteurs.

5.3.5.3 *Vibrations de l'hélice*. Les contraintes de vibrations de l'hélice seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'avion.

5.3.5.4 *Refroidissement*. Le circuit de refroidissement sera capable de maintenir la température des éléments et des fluides du groupe motopropulseur dans les limites fixées (voir § 5.3.1) pour des températures de l'air atteignant la température maximale correspondant à l'utilisation prévue de l'avion.

5.3.5.5 *Accessoires*. Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et autres circuits associés au groupe motopropulseur seront capables d'alimenter chaque moteur conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influencent le fonctionnement des circuits (par exemple puissance ou poussée, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

5.3.5.6 *Protection contre l'incendie*. Pour les zones du groupe motopropulseur particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.2, alinéa f) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux ignifugés, des autres zones de l'avion où un incendie risquerait de compromettre la poursuite du vol ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones seront résistants au feu. Le drainage de chaque zone sera prévu, pour réduire au minimum les dangers découlant de la défaillance de tout élément contenant des fluides inflammables. L'avion sera doté de moyens permettant à l'équipage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement des fluides inflammables dans ces zones. S'il y a des sources de fluide inflammable dans ces zones, l'ensemble du système connexe qui s'y trouve également, y compris ses supports, sera à l'épreuve du feu ou protégé contre les effets du feu.

c) *Détecteurs d'incendie.* Des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones, dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou à turbocompresseur, ou des avions dont les moteurs ne sont pas facilement visibles du poste de pilotage.

CHAPITRE 6. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

6.1 Généralités

6.1.1 L'avion sera doté des instruments, de l'équipement et des systèmes approuvés, y compris les systèmes de guidage et systèmes de gestion de vol, qui sont nécessaires à la sécurité d'exploitation dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera doté notamment des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipage d'utiliser l'avion dans les limites d'emploi. La conception de ces instruments et équipement tiendra compte des principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les avions utilisés dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, parties 1 et 2, prescrit, en sus de l'équipement minimal exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité, l'installation d'un équipement et d'instruments supplémentaires.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

6.1.2 La conception des instruments, de l'équipement et des systèmes exigés au § 6.1.1 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence sur l'aéronef et ses occupants, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils accomplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électrique entre eux est réduit au minimum.

6.1.3 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes et pour lui permettre de prendre des mesures correctrices.

6.1.4 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de façon à pouvoir fournir les charges nécessaires en fonctionnement normal et de manière telle qu'aucune panne ou anomalie simple ne risque de l'empêcher de fournir les charges essentielles à la sécurité du vol.

6.1.5 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui satisfait aux spécifications de la présente partie, notamment celles du § 6.1.2, alinéas a) et b).

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

6.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

6.3 Équipement de secours et de survie

L'équipement de secours et de survie prescrit, que l'équipage ou les passagers peuvent avoir à utiliser ou à mettre en œuvre en cas d'urgence, sera fiable, accessible et identifiable, et portera clairement l'indication de son mode d'emploi.

6.4 Feux de position et feux anticollision

6.4.1 Les feux qui, conformément à l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, doivent être allumés quand l'avion est en vol ou se déplace sur l'aire de mouvement d'un aérodrome auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent au pilote d'un autre aéronef ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et pour exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel clair étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions de faible luminosité du fond de jour. En outre, des situations propices à l'abordage ont plus de chances de se produire dans les régions de contrôle terminales où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs avec des vitesses de rapprochement qui ont peu de chances de dépasser 900 km/h (500 kt).

6.4.2 Les feux seront disposés de façon à réduire au minimum le risque de gêner l'équipage de conduite dans l'exercice de ses fonctions.

Note.— Afin d'éviter les effets mentionnés au § 6.4.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au pilote les moyens de régler l'intensité des feux à éclats.

6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques de l'avion, en particulier les systèmes critiques et essentiels pour le vol, seront protégés contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes aussi bien qu'externes.

6.6 Protection givrage

Si la certification pour le vol en conditions givrantes est requise, il sera démontré que l'avion est capable de fonctionner en toute sécurité dans toutes les conditions givrantes qui sont susceptibles de survenir dans tous les environnements d'utilisation prévus.

CHAPITRE 7. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

7.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'avion seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle.

7.2 Limites d'emploi

7.2.1 Les limites d'emploi qui risquent d'être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées, et corrigées au besoin des erreurs de mesure, afin que l'équipage de conduite puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

7.2.2 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.2.2).

7.2.3 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.5.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'avion ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration et des autres éléments appropriés.

7.2.4 Limites relatives au groupe motopropulseur

Les limites relatives au groupe motopropulseur comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments du groupe motopropulseur de l'avion (voir § 5.3.1 et 5.3.5.4).

7.2.5 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'avion.

7.2.6 Limites d'emploi diverses

Ces limites comprendront toutes les limites qui portent sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion (voir § 1.2.1).

7.2.7 Limites relatives à l'équipage

Les limites relatives à l'équipage comprendront l'effectif minimal de l'équipage de conduite nécessaire pour utiliser l'avion, compte tenu, entre autres, des possibilités d'accès des membres d'équipage à toutes les commandes et instruments nécessaires, et de l'exécution des procédures d'urgence applicables.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipage minimal sont définis dans l'Annexe 6, parties 1 et 2.

7.3 Utilisation — Renseignements et procédures

7.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation auxquels l'avion a été reconnu apte en vertu des dispositions du règlement applicable de navigabilité.

7.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'avion (avec indication de l'état de l'avion au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de l'équipage, de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable et de l'huile vidangeable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité d'huile non vidangeable, la quantité totale de fluide de refroidissement des moteurs et la quantité totale de fluide hydraulique.

7.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'avion considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

7.3.4 Renseignements sur la manœuvre de l'avion

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'avion. Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé, que les dispositions du § 2.4.2.3 exigent de déterminer, seront consignées dans le manuel de vol.

7.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'avion seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances ou poussées envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipage de conduite l'obtention des performances consignées.

7.5 Manuel de vol

L'utilisateur disposera d'un manuel de vol. Ce manuel identifiera clairement l'avion ou la série d'avions auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, les renseignements et les procédures spécifiées aux § 7.2, 7.3, 7.4 et 7.6.1.

7.6 Repères et plaques indicatrices

7.6.1 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipage de conduite pendant le vol.

7.6.2 Des repères et des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, dans les opérations de service au sol (par exemple remorquage, avitaillement), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité de l'avion lors de vols ultérieurs.

7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

7.7.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'avion en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 7.7.2, 7.7.3 et 7.7.4.

7.7.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'avion et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

7.7.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

Note.— L'élaboration de renseignements préliminaires relatifs au programme de maintenance au moment de la certification de type de l'avion est parfois appelée processus de la Commission de révision de maintenance (MRB) *ou processus d'élaboration d'instructions pour le maintien de la navigabilité.*

7.7.4 Tâches de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les tâches de maintenance obligatoires établies par l'État de conception dans le cadre du processus d'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance visés au § 7.7.3.

Note.— Les tâches obligatoires établies dans le cadre du processus d'approbation de la conception de type sont souvent appelées spécifications de maintenance pour la certification (CMR) ou limitations de navigabilité.

CHAPITRE 8. RÉSISTANCE À L'ÉCRASEMENT ET SÉCURITÉ DANS LA CABINE

8.1 Généralités

La résistance à l'écrasement sera prise en compte lors de la conception des avions, afin d'améliorer la probabilité de survie des occupants.

8.2 Charges à l'atterrissage calculées pour les cas d'urgence

8.2.1 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise avant le 24 février 2013, les charges d'atterrissage d'urgence (écrasement) seront déterminées pour toutes les catégories d'avion de façon à permettre que les aménagements intérieurs et commerciaux, les structures-supports et l'équipement de sécurité soient conçus pour assurer une possibilité maximale de survie des occupants. Les points à considérer comprendront :

a) les effets dynamiques ;

b) les critères de retenue pour les éléments qui pourraient poser un danger ;

c) la distorsion du fuselage dans les zones des sorties d'urgence ;

d) l'intégrité et la position des réservoirs de carburant ;

e) l'intégrité des systèmes des circuits électriques pour éviter les sources d'incendie.

8.2.2 Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les charges d'atterrissage d'urgence (écrasement) seront déterminées de façon que les aménagements intérieurs et commerciaux, les structures-supports et l'équipement de sécurité soient conçus pour protéger les occupants en cas d'atterrissage d'urgence. Les points à considérer comprendront :

a) les effets dynamiques ;

b) les critères de retenue pour les éléments qui pourraient poser un danger ;

c) la déformation du fuselage dans les zones des sorties d'urgence ;

d) l'intégrité et la position des réservoirs de carburant ;

e) l'intégrité des systèmes des circuits électriques pour éviter les sources d'incendie.

8.3 Protection incendie dans la cabine

La cabine sera conçue de façon à ce que les occupants soient protégés contre l'incendie en cas de pannes de systèmes en vol ou en cas d'écrasement. Les points à considérer comprendront :

a) l'inflammabilité des matériaux de l'aménagement de la cabine ;

b) la résistance au feu et la production de fumée et de vapeurs toxiques ;

c) l'installation de dispositifs de sécurité pour permettre une évacuation en toute sécurité ;

d) l'équipement de détection incendie et de lutte contre l'incendie.

8.4 Évacuation

Il sera prévu dans l'avion suffisamment de sorties d'urgence pour permettre l'évacuation de la cabine dans un délai approprié. Les points à prendre en compte, selon la taille de l'avion, comprendront :

a) le nombre et la disposition des sièges ;

b) le nombre, l'emplacement et la dimension des sorties ;

c) le marquage des sorties et la fourniture d'instructions d'utilisation ;

d) les obstructions probables des sorties ;

e) le fonctionnement des sorties ;

f) l'emplacement et le poids du matériel d'évacuation aux sorties, par exemple les toboggans et les radeaux.

8.5 Balisage lumineux et marquage

Si un balisage lumineux d'urgence est installé, il présentera les caractéristiques suivantes :

a) fonctionnement indépendant de l'alimentation électrique principale ;

b) allumage automatique en cas de perte de la puissance normale/impact ;

c) indication visuelle des issues de secours ;

d) éclairage à l'intérieur et à l'extérieur de l'avion pendant l'évacuation ;

e) aucun danger supplémentaire en cas de déversement de carburant, d'atterrissage d'urgence ou d'impact mineur avec le sol.

CHAPITRE 9. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

9.1 Généralités

La conception de l'avion sera telle qu'elle permet l'exploitation sûre dans les limites de performance de ses passagers et de ceux qui le font fonctionner ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine étant souvent le point faible dans un environnement opérationnel, il faut s'assurer que l'avion puisse être maîtrisé dans toutes les phases du vol (y compris en cas de dégradation due à des défaillances) et que ni l'équipage ni les passagers ne sont touchés par l'environnement dans lequel ils ont été placés pour la durée du vol.

9.2 Équipage de conduite

9.2.1 La conception de l'avion sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'appareil par l'équipage de conduite. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie de l'équipage de conduite, dans la même mesure que les limites inscrites dans les licences de l'équipage de conduite. Il sera tenu compte des diverses conditions d'utilisation attendues de l'avion dans son environnement, et notamment le fonctionnement dégradé par des défaillances.

9.2.2 La charge de travail imposée à l'équipage de conduite par la conception de l'avion sera raisonnable à toutes les étapes du vol. Il sera particulièrement tenu compte des étapes critiques du vol et des événements critiques qui peuvent raisonnablement être attendus pendant la durée de vie de l'avion, comme une panne de moteur contenue ou un cisaillement du vent.

Note.— La charge de travail peut être influencée à la fois par des facteurs cognitifs et par des facteurs physiologiques.

9.3 Ergonomie

Lors de la conception de l'avion, il sera tenu compte de l'ergonomie de l'utilisateur, et notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) environnement de travail de l'équipage de conduite ;

d) normalisation du poste de pilotage ;

e) maintenabilité.

9.4 Facteurs opérationnels environnementaux

La conception de l'avion tiendra compte de l'environnement opérationnel de l'équipage de conduite, et notamment :

a) de l'effet des facteurs aéromédicaux comme le niveau d'oxygène, la température, l'humidité, le bruit et les vibrations ;

b) de l'effet des forces physiques pendant le vol normal ;

c) de l'effet de l'utilisation prolongée à haute altitude ;

d) du confort physique.

PARTIE VB. AVIONS D'AU PLUS 5 700 KG POUR LESQUELS LA DEMANDE DE CERTIFICATION EST SOUMISE LE OU APRÈS LE 7 MARS 2021

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les avions désignés au § 1.1.2 pour lesquels une demande de certification de type est soumise aux autorités nationales compétentes le ou après le 7 mars 2021.

1.1.2 Sauf indication contraire, les normes et pratiques recommandées de la présente partie s'appliqueront à tous les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou inférieure à 5 700 kg et qui sont destinés au transport international de passagers, de marchandises ou d'articles postaux.

Note 1.— Des éléments indicatifs sur les niveaux de sécurité appropriés en matière de navigabilité qui correspondent à des niveaux de risque acceptables figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

Note 2.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.3 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les avions indiqués au § 1.1.2 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.4 Sauf indications contraires, les normes s'appliqueront à l'avion complet, y compris son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement.

1.2 Limites d'emploi

1.2.1 Des limites d'emploi seront fixées pour l'avion, son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement (voir § 7.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'avion est utilisé dans les limites spécifiées. Les limites d'emploi comprendront une marge de sécurité pour rendre extrêmement rare l'éventualité d'un accident.

1.2.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'avion, par exemple la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses, la température de l'air ambiant et les altitudes, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'avion satisfait aux normes de la présente partie.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple, avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application des normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 1 —* Aviation de transport commercial international — Avions, *et Partie 2 —* Aviation générale internationale — Avions*).*

1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'avion ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable

La façon de démontrer la conformité au règlement applicable de navigabilité garantira que dans chaque cas, la précision obtenue est telle qu'elle donne une assurance suffisante que l'avion, ses éléments et son équipement sont conformes aux prescriptions, sûrs et qu'ils fonctionnent correctement dans les conditions d'utilisation prévues.

Note.— Des éléments indicatifs sur la méthode de proportionnalité en ce qui a trait à une assurance suffisante de conformité au règlement applicable de navigabilité figurent dans le Doc 9760.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs avions du type pour lequel le certificat de type est demandé, ou encore par des calculs (ou d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'avion satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'avion dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'avion.

2.2 Performances

2.2.1 Des données suffisantes sur les performances de l'avion seront établies et indiquées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale maximale de l'avion au moment du décollage qui permettra que le vol soit effectué avec une garantie raisonnable que les performances minimales de sécurité seront atteintes compte tenu des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol considéré.

2.2.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'avion tiendra compte des performances humaines et, en particulier, n'exigera pas de l'équipage de conduite une habileté exceptionnelle ou une attention excessive.

Note.— Des éléments indicatifs sur les performances humaines figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

2.2.3 Les performances consignées au manuel de vol de l'avion seront compatibles avec les limites d'emploi du § 1.2.1 et avec les combinaisons logiquement possibles en service de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut modifier les performances.

2.2.4 Performances minimales

Dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 2 721 kg, les performances minimales seront consignées comme suit :

a) aux masses maximales (voir § 2.2.7) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude ou de l'altitude-pression de l'aérodrome soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul ;

b) dans le cas des hydravions, dans des conditions spécifiées en eau calme,

l'avion sera capable de réaliser des performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.5, alinéa a), et 2.2.6, alinéa a), sans considération d'obstacles ni de longueur de piste ou de plan d'eau.

Note.— Cette norme permet de consigner dans le manuel de vol la masse maximale au décollage et la masse maximale à l'atterrissage en fonction, par exemple :

— *de l'altitude de l'aérodrome,*

— *de l'altitude-pression au niveau de l'aérodrome, ou*

— *de l'altitude-pression et de la température atmosphérique au niveau de l'aérodrome,*

pour qu'elles soient facilement utilisables lors de l'application du règlement national sur les limites d'emploi relatives aux performances.

2.2.5 Décollage

a) Dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 2 721 kg, à la fin de la période pendant laquelle la puissance ou la poussée de décollage peut être utilisée, l'avion sera capable, avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement et l'autre ou les autres moteurs utilisés dans les limites de leur puissance ou poussée maximale continue, de poursuivre la montée jusqu'à une hauteur où il pourra se maintenir et poursuivre son vol et atterrir en sécurité.

b) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances minimales seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.7), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

2.2.6 Atterrissage

a) Dans le cas des avions à un moteur, ou à une hélice, ou des avions multimoteurs, pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, qui ne peuvent pas maintenir un taux de montée positif en cas de défaillance de moteur ou d'hélice, la conception permettra, dans l'éventualité d'une telle défaillance, le pilotage et l'exécution d'un atterrissage forcé en sécurité, dans des conditions favorables.

b) En ce qui concerne les avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 2 721 kg, en cas d'approche interrompue, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'approche et avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement, de poursuivre son vol jusqu'en un point d'où une autre approche pourra être effectuée.

c) En cas d'atterrissage interrompu, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'atterrissage, d'effectuer une ressource avec tous les moteurs en fonctionnement.

2.2.7 Performances consignées dans le manuel de vol

Des données de performances seront définies et consignées dans le manuel de vol afin de permettre l'établissement d'une relation de sécurité entre les performances de l'avion et les caractéristiques des aérodromes et des routes aériennes que l'avion est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol pour les phases ci-après, et pour les gammes de masse, d'altitude ou d'altitude-pression, de vitesse du vent, de pente de la surface de décollage et d'atterrissage pour les avions terrestres, ou de conditions du plan d'eau, de densité de l'eau et de force du courant pour les hydravions, suivant le cas, et pour toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité.

a) *Décollage.* Les données de performances au décollage comprendront la distance nécessaire pour décoller et monter jusqu'à une hauteur choisie au-dessus de la surface de décollage. Cette distance sera déterminée pour chaque masse, altitude et température à l'intérieur des limites opérationnelles établies pour le décollage dans les conditions suivantes :

— puissance de décollage sur chaque moteur,

— volets en position de décollage,

— train d'atterrissage sorti.

b) *Croisière.* Dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur, les performances ascensionnelles en croisière seront les performances de montée (ou de descente) dans la configuration de croisière avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement. Les moteurs en fonctionnement ne seront pas utilisés à une puissance supérieure à la puissance ou poussée maximale continue.

c) *Atterrissage.* La distance d'atterrissage sera la distance horizontale parcourue par l'avion à partir d'un point de la trajectoire d'approche situé à une hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, jusqu'au point de la surface d'atterrissage où l'avion s'immobilise, ou, pour les hydravions, jusqu'au point où la vitesse tombe à une valeur suffisamment basse. La hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage et la vitesse d'approche seront déterminées en fonction des méthodes d'exploitation. Cette distance peut être complétée par les marges qui s'avéreraient nécessaires. En pareil cas, la hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, la vitesse d'approche et la marge de distance seront liées par une relation appropriée et tiendront compte à la fois des méthodes normales d'exploitation et de tout écart raisonnable par rapport à ces méthodes.

2.3 Qualités de vol

2.3.1 L'avion satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'avion est approuvé.

2.3.2 Manœuvrabilité et maniabilité

2.3.2.1 L'avion sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice ou de poussée et changements de configuration de l'avion), sans que le pilote ait à faire preuve d'une habileté, d'une attention ou d'une vigueur exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Une technique permettant de manœuvrer l'avion avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.2.2 *Manœuvrabilité à la surface.* L'avion sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.2.3 *Manœuvrabilité au décollage.* L'avion sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage.

2.3.2.4 *Vitesse de sécurité au décollage.* Les vitesses de sécurité au décollage admises pour déterminer les performances au décollage (lorsque l'avion a quitté le sol ou l'eau) comprendront une marge suffisante au-dessus de la vitesse de décrochage et au-dessus de la vitesse minimale à laquelle l'avion reste manœuvrable après une défaillance soudaine du moteur le plus défavorable.

2.3.3 Compensation

Les caractéristiques de compensation de l'avion seront telles que l'attention exigée du pilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. Cette norme s'appliquera aux cas de vol normaux et aux cas de vol avec défaillance d'un ou de plusieurs moteurs pour lesquels les caractéristiques de performances sont déterminées.

2.4 Stabilité et contrôle

2.4.1 Stabilité

La stabilité de l'avion, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesse), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du pilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'avion ne sera cependant pas telle que le pilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'avion risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence. La stabilité peut être obtenue par des moyens naturels ou artificiels, ou une combinaison des deux. Dans les cas où la stabilité artificielle est nécessaire pour faire apparaître la conformité aux normes de la présente partie, il sera démontré qu'une panne ou une situation quelconque exigeant de déployer une habileté de pilotage ou une force exceptionnelles pour rétablir la stabilité de l'avion est extrêmement improbable.

2.4.2 Décrochage

2.4.2.1 *Avertissement de décrochage.* Dans toutes les configurations admissibles, sauf celles qui ne sont pas jugées essentielles à la sécurité du vol, aussi bien en ligne droite qu'en virage, le pilote sera prévenu, sans ambiguïté, de l'approche du décrochage. L'avertissement de l'approche du décrochage et les autres caractéristiques de l'avion seront tels qu'ils permettront au pilote d'éviter le décrochage après le début de l'avertissement et, sans modifier la puissance ou la poussée, de garder parfaitement la maîtrise de l'avion.

2.4.2.2 *Comportement de l'avion à la suite d'un décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances ou poussées pour lesquelles l'aptitude à rétablir l'avion après un décrochage est jugée essentielle, le comportement de l'avion après un décrochage ne sera pas tel qu'il soit difficile d'effectuer un rétablissement rapide sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'avion.

2.4.2.3 *Vitesses de décrochage.* Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé dans les configurations correspondant à chaque phase de vol (par exemple décollage, croisière et atterrissage) seront déterminées. Une des déterminations sera effectuée à une puissance ou poussée inférieure ou égale à la puissance ou poussée nécessaire pour obtenir une poussée nulle à une vitesse à peine supérieure à la vitesse de décrochage.

2.4.3 Vibrations aéroélastiques et autres vibrations

2.4.3.1 Il sera démontré par une analyse et des essais appropriés ou toute combinaison de ces deux méthodes que, dans les limites d'emploi de l'avion (voir § 1.2.2), pour aucune des configurations ni à aucune des vitesses, il ne se produit dans aucune partie de l'avion de vibrations aéroélastiques ou d'autres vibrations excessives. L'avion ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de détériorer la structure.

2.4.3.2 L'avion ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de compromettre les manœuvres ou d'imposer à l'équipage de conduite une fatigue excessive.

Note.— Dans son rôle d'avertisseur de décrochage, le buffeting est utile et les présentes dispositions ne visent pas à l'éliminer.

2.4.4 Vrille

Il sera démontré qu'en utilisation normale, l'avion ne manifeste pas de tendance à se mettre en vrille de façon spontanée. Si la conception permet la mise en vrille ou, dans le cas d'un avion équipé d'un moteur, prévoit la possibilité d'une mise en vrille spontanée, il sera démontré qu'en utilisant normalement les commandes, et sans déployer d'habileté de pilotage exceptionnelle, on peut sortir l'avion de la vrille en respectant les limites de redressement applicables.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

La structure de l'avion, après la conception et la construction, sera fournie accompagnée d'instructions d'entretien et de réparation, dans le but d'éviter une panne catastrophique pendant toute sa vie utile.

3.2 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.3 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits au § 3.6, seront considérées comme des charges limites.

3.4 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits au § 3.6, aucune partie de la structure de l'avion ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'avion sera capable de supporter la charge ultime.

3.5 Vitesses

3.5.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale pour lesquelles la structure de l'avion est calculée. Afin d'éviter des dépassements par inadvertance, dues à des excursions ou à des variations atmosphériques, les vitesses de calcul devront assurer une marge suffisante pour l'établissement de vitesses limites d'utilisation pratiques. Les vitesses de calcul devront être suffisamment supérieures à la vitesse de décrochage de l'avion pour assurer une protection contre la perte de maîtrise en air turbulent. Il faudra envisager d'établir une vitesse de manœuvre de calcul, une vitesse de calcul en croisière, une vitesse en piqué calculée et toutes autres vitesses de calcul nécessaires pour les configurations à grande portance ou autres dispositifs spéciaux.

3.5.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol parmi les limites d'emploi (voir § 7.2).

3.6 Résistance

3.6.1 Tous les éléments structuraux seront conçus pour supporter les charges maximales prévues en service, dans toutes les conditions d'utilisation envisagées, sans défaillance, ni déformation permanente ou perte de fonctionnalité. Pour la détermination de ces charges, il sera tenu compte des éléments suivants :

a) la durée de vie prévue de l'avion ;

b) l'environnement de rafales verticales et horizontales, compte tenu des variations prévues de la trajectoire et des configurations de charge ;

c) le spectre de manœuvre, compte tenu des variations de la trajectoire et des configurations de charge ;

d) les cas de charges dissymétriques aussi bien que les cas de charges symétriques ;

e) les charges au sol et à flot, et notamment les charges en circulation au sol, à l'atterrissage et au décollage, et les charges de manutention au sol et sur l'eau ;

f) la plage de vitesses de l'avion, compte tenu des caractéristiques et des limites d'utilisation de l'avion ;

g) les charges de vibration et de buffeting ;

h) la corrosion ou autre dégradation, étant donné la maintenance spécifiée, et les divers environnements d'utilisation ;

i) toutes autres charges, comme les charges sur les commandes de vol, les charges dues à la pressurisation de la cabine, les charges dues au fonctionnement des moteurs ou les charges dynamiques dues aux changements de la configuration permanente.

3.6.2 La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière.

3.7 Survivabilité

L'avion sera conçu de façon à offrir aux occupants la protection maximale possible en cas de défaillance structurale, ou en cas de dommage dû à un impact au sol, sur l'eau ou contre un objet. Seront pris en compte au moins les éléments suivants :

a) absorption d'énergie, par la cellule, les sièges et dispositifs de retenue des occupants ;

b) la possibilité de sortie dans le délai le plus court possible.

3.8 Durabilité de la structure

La structure de l'avion sera conforme aux principes de tolérance aux dommages et d'endurance de sécurité ou de sécurité intégrée et sera telle qu'elle permettra d'éviter une défaillance catastrophique pendant la durée de vie de l'appareil compte tenu, s'il y a lieu :

a) de l'environnement prévu ;

b) des charges répétées prévues en service ;

c) des vibrations prévues du fait de l'interaction aérodynamique ou de sources internes ;

d) des cycles thermiques ;

e) des dommages accidentels et des dommages provenant de sources discrètes ;

f) de la corrosion ou autre dégradation probable ;

g) de la maintenance spécifiée ;

h) des réparations structurales probables.

3.9 Facteurs spéciaux

Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, les éléments (par exemple moulages, roulements ou raccords) dont la résistance est sujette à variation en raison des processus de fabrication, d'une détérioration en service ou de toute autre cause seront pris en compte au moyen d'un facteur approprié.

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

4.1.1 Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'avion fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

4.1.2 Vérification des parties mobiles

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'avion sera démontré afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.3 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'avion essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.4 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.5 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.6 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'avion qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.2 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipage à garder la maîtrise de l'avion en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire, y compris la prévention d'erreurs d'assemblage et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des gouvernes.

1) Chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et l'efficacité correspondant à sa fonction.

2) Chaque élément de chaque timonerie sera conçu ou marqué de façon particulière et permanente afin de réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement du système.

b) *Survivabilité des systèmes.* Les systèmes de bord seront conçus et disposés pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après un événement ayant entraîné des dommages à la structure ou aux systèmes de l'avion.

c) *Poste d'équipage.* Le poste d'équipage sera conçu de manière à réduire au minimum les risques de manœuvre incorrecte ou incomplète des commandes par suite de la fatigue, d'une confusion ou d'entraves quelconques. Il sera tenu compte au moins des éléments suivants : disposition et identification des commandes et instruments, rapidité d'identification des cas d'urgence, réactions des commandes, ventilation, chauffage et insonorisation.

d) *Champ de vision du poste de pilotage.* Le poste de pilotage sera aménagé de manière à offrir un champ de vision étendu, clair et sans distorsion, suffisant pour assurer la sécurité d'utilisation de l'avion, et à éliminer tout éblouissement ou réflexion susceptible de gêner la vision de l'équipage de conduite. Le pare-brise sera techniquement conçu pour permettre, en cas de pluie modérée, une visibilité suffisante pour le pilotage normal et l'exécution d'approches et d'atterrissages.

e) *Cas d'urgence.* L'avion sera doté de moyens qui assurent la prévention automatique des cas d'urgence résultant des défaillances possibles de l'équipement ou des systèmes susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion, ou qui permettent à l'équipage de faire face à ces cas d'urgence. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les performances et les limites d'emploi spécifiées dans la présente Annexe et l'Annexe 6, parties 1 et 2, couvrent le cas de défaillances.

f) *Précautions contre l'incendie.* La conception de l'avion et les matériaux utilisés pour sa fabrication seront tels qu'ils réduisent au minimum les risques d'incendies en vol ou à la surface et la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie.

g) *Compartiment fret et protection contre l'incendie :*

1) Les sources de chaleur qui, à l'intérieur du compartiment, pourraient enflammer le fret ou les bagages seront blindées ou isolées de façon à empêcher qu'une telle situation ne se produise.

2) Chaque compartiment à fret ou à bagages sera fait de matériaux qui sont au moins résistants à la flamme.

3) **Recommandation.—** *À partir du 7 mars 2025, il est recommandé d'incorporer à la documentation requise de l'avion les éléments de conception de l'avion associés à la protection incendie du compartiment fret, ainsi qu'un récapitulatif des normes reconnues qui ont été prises en considération dans le processus de certification de l'avion, et de les mettre à la disposition de l'exploitant*.

h) *Protection des occupants.* Lors de la conception de l'avion, des mesures de prévention seront prévues pour les cas de décompression accidentelle de la cabine et pour les cas de présence de fumée ou de gaz toxiques qui risquent de causer l'incapacité des occupants.

4.3 Aéroélasticité

L'avion ne présentera pas de vibrations aéroélastiques, de divergence structurale, d'inversion de commande, de perte de maîtrise résultant d'une déformation structurale et d'effets aéroélastiques, pour toutes les vitesses comprises dans l'enveloppe de conception et pour des vitesses supérieures à ces limites, pour qu'il soit conforme au § 1.2.1. Il sera tenu compte des caractéristiques de l'avion.

4.4 Aménagements pour les occupants

4.4.1 Sièges et systèmes de retenue

Des sièges et systèmes de retenue adéquats seront fournis aux occupants, compte tenu des charges en vol et charges d'atterrissage d'urgence susceptibles de se produire. On prendra soin de réduire au minimum le risque de blessures des occupants par suite de contact avec les structures environnantes pendant l'utilisation de l'avion.

4.4.2 Environnement de la cabine

Des systèmes de ventilation, de chauffage et, selon le cas, de pressurisation seront conçus afin d'offrir dans la cabine un environnement adéquat dans les conditions d'utilisation prévues en vol et au sol ou sur l'eau. La conception des systèmes tiendra également compte des conditions d'urgence probables.

4.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

4.5.1 La métallisation, la protection contre l'électricité statique et la protection contre la foudre, s'il y a lieu pour le type de vol approuvé, seront telles qu'elles :

a) protègent l'avion, ses systèmes, ses occupants et ceux qui entrent en contact avec l'avion au sol ou sur l'eau des effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

4.5.2 S'il y a lieu pour le type de vol approuvé, l'avion sera aussi protégé contre les effets catastrophiques de la foudre. Il sera dûment tenu compte des matériaux utilisés dans la construction de l'avion.

4.6 Atterrissage d'urgence

4.6.1 Lors de la conception de l'avion, des dispositions seront prises pour protéger les occupants, en cas d'atterrissage d'urgence, contre l'incendie et les effets directs de la décélération ainsi que contre les blessures dues aux effets de la décélération sur l'équipement intérieur de l'avion.

4.6.2 Des dispositifs seront prévus pour l'évacuation rapide des occupants dans les conditions susceptibles de se produire à la suite d'un atterrissage d'urgence. Ces dispositifs seront fonction de la capacité de l'avion en passagers et en équipage et il sera démontré qu'ils conviennent à leur finalité.

4.7 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'avion, des dispositions et des procédures seront définies pour assurer la sécurité des opérations de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage). Il peut être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. GROUPE MOTOPROPULSEUR

5.1 Moteurs

Les normes de la partie VI de la présente Annexe s'appliqueront à chaque moteur utilisé comme organe de propulsion primaire de l'avion.

5.2 Hélices

Les normes de la partie VII de la présente Annexe s'appliqueront à chaque hélice de l'avion.

5.3 Installation motrice

5.3.1 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et des hélices

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs et les hélices (le cas échéant) puissent fonctionner de façon fiable dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'avion pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs et hélices, établies conformément aux dispositions du présent chapitre et des parties VI et VII.

5.3.2 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas d'une installation où, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur augmenterait le risque d'incendie ou de dommage grave à la structure, l'équipage disposera de moyens pour arrêter la rotation de ce moteur en vol, ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

5.3.3 Installation turbomachine

Dans le cas d'une installation turbomachine :

a) la conception sera telle qu'elle réduit au minimum les risques pour l'avion en cas de défaillance de parties tournantes d'un moteur, ou d'incendie moteur qui se propage à travers le carter moteur ;

b) l'installation motrice sera conçue pour qu'on ait l'assurance raisonnable que les limites d'utilisation du moteur qui ont une incidence négative sur l'intégrité structurale des parties tournantes ne seront pas dépassées en service.

5.3.4 Redémarrage des moteurs

L'avion sera doté de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

5.3.5 Disposition et fonctionnement

5.3.5.1 *Indépendance des moteurs*. Le groupe motopropulseur sera disposé et installé de façon que l'on puisse commander et faire fonctionner chaque moteur, avec ses accessoires, indépendamment des autres ; il existera au moins une configuration du groupe motopropulseur et de ses accessoires pour laquelle une défaillance quelconque (à moins que l'éventualité d'une telle défaillance soit extrêmement rare) ne risque pas d'entraîner une perte de puissance plus grande que celle résultant de la défaillance totale du moteur le plus défavorable.

5.3.5.2 *Indépendance des moteurs et des accessoires*. Les moteurs et leurs accessoires seront disposés et isolés les uns des autres de manière à permettre, dans au moins une configuration, un fonctionnement tel qu'une panne ou une anomalie de moteur, ou une panne ou une anomalie (y compris la destruction par le feu dans le compartiment moteur) de tout système qui peut perturber le fonctionnement du moteur (autre qu'un réservoir de carburant si un seul réservoir de carburant est installé) :

a) n'empêchera pas l'autre ou les autres moteurs de continuer à fonctionner en toute sécurité ; ou

b) n'exigera pas l'intervention immédiate d'un membre de l'équipage pour assurer la sécurité de fonctionnement de l'autre ou des autres moteurs.

5.3.5.3 *Vibrations de l'hélice*. Les contraintes de vibrations de l'hélice seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'avion.

5.3.5.4 *Refroidissement*. Le circuit de refroidissement sera capable de maintenir la température des éléments et des fluides du groupe motopropulseur dans les limites fixées (voir § 5.3.1) pour des températures de l'air atteignant la température maximale correspondant à l'utilisation prévue de l'avion.

5.3.5.5 *Accessoires*. Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et autres circuits associés au groupe motopropulseur seront capables d'alimenter chaque moteur conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influencent le fonctionnement des circuits (par exemple puissance ou poussée, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

5.3.5.6 *Protection contre l'incendie*. Pour les zones du groupe motopropulseur particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.2, alinéa f) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux ignifugés, des autres zones de l'avion où un incendie risquerait de compromettre la poursuite du vol ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones seront résistants au feu. Le drainage de chaque zone sera prévu, pour réduire au minimum les dangers découlant de la défaillance de tout élément contenant des fluides inflammables. L'avion sera doté de moyens permettant à l'équipage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement des fluides inflammables dans ces zones. S'il y a des sources de fluide inflammable dans ces zones, l'ensemble du système connexe qui s'y trouve également, y compris ses supports, sera à l'épreuve du feu ou protégé contre les effets du feu.

c) *Détecteurs d'incendie.* Des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones, dans le cas des avions équipés de plus d'un moteur à turbine ou à turbocompresseur, ou des avions dont les moteurs ne sont pas facilement visibles du poste de pilotage.

CHAPITRE 6. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

6.1 Généralités

6.1.1 L'avion sera doté des instruments, de l'équipement et des systèmes approuvés, y compris les systèmes de guidage et systèmes de gestion de vol, qui sont nécessaires à la sécurité d'exploitation dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera doté notamment des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipage d'utiliser l'avion dans les limites d'emploi. La conception de ces instruments et équipement tiendra compte des principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les avions utilisés dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, parties 1 et 2, prescrit, en sus de l'équipement minimal exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité, l'installation d'un équipement et d'instruments supplémentaires.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683).*

6.1.2 La conception des instruments, de l'équipement et des systèmes exigés au § 6.1.1 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence sur l'aéronef et ses occupants, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils accomplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électrique entre eux est réduit au minimum.

6.1.3 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes et pour lui permettre de prendre des mesures correctrices.

6.1.4 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de façon à pouvoir fournir les charges nécessaires en fonctionnement normal et de manière telle qu'aucune panne ou anomalie simple ne risque de l'empêcher de fournir les charges essentielles à la sécurité du vol.

6.1.5 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Dans le cas des avions pour lesquels la demande de certification a été soumise le ou après le 24 février 2013, le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui satisfait aux spécifications de la présente partie, notamment celles du § 6.1.2, alinéas a) et b).

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

6.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

6.3 Équipement de secours et de survie

L'équipement de secours et de survie prescrit, que l'équipage ou les passagers peuvent avoir à utiliser ou à mettre en œuvre en cas d'urgence, sera fiable, accessible et identifiable, et portera clairement l'indication de son mode d'emploi.

6.4 Feux de position et feux anticollision

6.4.1 Les feux qui, conformément à l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, doivent être allumés quand l'avion est en vol ou se déplace sur l'aire de mouvement d'un aérodrome auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent au pilote d'un autre aéronef ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et pour exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel clair étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions de faible luminosité du fond de jour. En outre, des situations propices à l'abordage ont plus de chances de se produire dans les régions de contrôle terminales où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs avec des vitesses de rapprochement qui ont peu de chances de dépasser 900 km/h (500 kt).

6.4.2 Les feux seront disposés de façon à réduire au minimum le risque de gêner l'équipage de conduite dans l'exercice de ses fonctions.

Note.— Afin d'éviter les effets mentionnés au § 6.4.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au pilote les moyens de régler l'intensité des feux à éclats.

6.5 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques de l'avion, en particulier les systèmes critiques et essentiels pour le vol, seront protégés contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes aussi bien qu'externes.

6.6 Protection givrage

Si la certification pour le vol en conditions givrantes est requise, il sera démontré que l'avion est capable de fonctionner en toute sécurité dans toutes les conditions givrantes qui sont susceptibles de survenir dans tous les environnements d'utilisation prévus.

CHAPITRE 7. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

7.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'avion seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle.

7.2 Limites d'emploi

7.2.1 Les limites d'emploi qui risquent d'être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées, et corrigées au besoin des erreurs de mesure, afin que l'équipage de conduite puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

7.2.2 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.2.2).

7.2.3 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.5.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'avion ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration et des autres éléments appropriés.

7.2.4 Limites relatives au groupe motopropulseur

Les limites relatives au groupe motopropulseur comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments du groupe motopropulseur de l'avion (voir § 5.3.1 et 5.3.5.4).

7.2.5 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'avion.

7.2.6 Limites d'emploi diverses

Ces limites comprendront toutes les limites qui portent sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion (voir § 1.2.1).

7.2.7 Limites relatives à l'équipage

Les limites relatives à l'équipage comprendront l'effectif minimal de l'équipage de conduite nécessaire pour utiliser l'avion, compte tenu, entre autres, des possibilités d'accès des membres d'équipage à toutes les commandes et instruments nécessaires, et de l'exécution des procédures d'urgence applicables.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipage minimal sont définis dans l'Annexe 6, parties 1 et 2.

7.3 Utilisation — Renseignements et procédures

7.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation auxquels l'avion a été reconnu apte en vertu des dispositions du règlement applicable de navigabilité.

7.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'avion (avec indication de l'état de l'avion au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de l'équipage, de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable et de l'huile vidangeable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité d'huile non vidangeable, la quantité totale de fluide de refroidissement des moteurs et la quantité totale de fluide hydraulique.

7.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'avion considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

7.3.4 Renseignements sur la manœuvre de l'avion

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'avion. Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé, que les dispositions du § 2.4.2.3 exigent de déterminer, seront consignées dans le manuel de vol.

7.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'avion seront indiquées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances ou poussées envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipage de conduite l'obtention des performances indiquées.

7.5 Manuel de vol

L'utilisateur disposera d'un manuel de vol. Ce manuel identifiera clairement l'avion ou la série d'avions auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, les renseignements et les procédures spécifiées aux § 7.2, 7.3, 7.4 et 7.6.1.

7.6 Repères et plaques indicatrices

7.6.1 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipage de conduite pendant le vol.

7.6.2 Des repères et des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, dans les opérations de service au sol (par exemple remorquage, avitaillement), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité de l'avion lors de vols ultérieurs.

7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

7.7.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'avion en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 7.7.2, 7.7.3 et 7.7.4.

7.7.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'avion et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

7.7.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

Note.— L'élaboration de renseignements préliminaires relatifs au programme de maintenance au moment de la certification de type de l'avion est parfois appelée processus de la Commission de révision de maintenance (MRB) ou processus d'élaboration d'instructions pour le maintien de la navigabilité.

7.7.4 Tâches de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les tâches de maintenance obligatoires établies par l'État de conception dans le cadre du processus d'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance visés au § 7.7.3.

Note.— Les tâches obligatoires établies dans le cadre du processus d'approbation de la conception de type sont souvent appelées spécifications de maintenance pour la certification (CMR) ou limitations de navigabilité.

CHAPITRE 8. RÉSISTANCE À L'ÉCRASEMENT ET SÉCURITÉ DANS LA CABINE

8.1 Généralités

La résistance à l'écrasement sera prise en compte lors de la conception des avions, afin d'améliorer la probabilité de survie des occupants.

8.2 Charges à l'atterrissage calculées pour les cas d'urgence

Les charges d'atterrissage d'urgence (écrasement) seront déterminées de façon que les aménagements intérieurs et commerciaux, les structures-supports et l'équipement de sécurité soient conçus pour protéger les occupants en cas d'atterrissage d'urgence. Les points à considérer comprendront :

a) les effets dynamiques ;

b) les critères de retenue pour les éléments qui pourraient poser un danger ;

c) la déformation du fuselage dans les zones des sorties d'urgence ;

d) l'intégrité et la position des réservoirs de carburant ;

e) l'intégrité des systèmes des circuits électriques pour éviter les sources d'incendie.

8.3 Protection incendie dans la cabine

La cabine sera conçue de façon à ce que les occupants soient protégés contre l'incendie en cas de pannes de systèmes en vol ou en cas d'écrasement. Les points à considérer comprendront :

a) l'inflammabilité des matériaux de l'aménagement de la cabine ;

b) la résistance au feu et la production de fumée et de vapeurs toxiques ;

c) l'installation de dispositifs de sécurité pour permettre une évacuation en toute sécurité ;

d) l'équipement de détection incendie et de lutte contre l'incendie.

8.4 Évacuation

Il sera prévu dans l'avion suffisamment de sorties d'urgence pour permettre l'évacuation de la cabine dans un délai approprié. Les points à prendre en compte, selon la taille de l'avion, comprendront :

a) le nombre et la disposition des sièges ;

b) le nombre, l'emplacement et la dimension des sorties ;

c) le marquage des sorties et la fourniture d'instructions d'utilisation ;

d) les obstructions probables des sorties ;

e) le fonctionnement des sorties ;

f) l'emplacement et le poids du matériel d'évacuation aux sorties, par exemple les toboggans et les radeaux.

8.5 Balisage lumineux et marquage

Si un balisage lumineux d'urgence est installé, il présentera les caractéristiques suivantes :

a) fonctionnement indépendant de l'alimentation électrique principale ;

b) allumage automatique en cas de perte de la puissance normale/impact ;

c) indication visuelle des issues de secours ;

d) éclairage à l'intérieur et à l'extérieur de l'avion pendant l'évacuation ;

e) aucun danger supplémentaire en cas de déversement de carburant, d'atterrissage d'urgence ou d'impact mineur avec le sol.

CHAPITRE 9. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

9.1 Généralités

La conception de l'avion sera telle qu'elle permet l'exploitation sûre dans les limites de performance de ses passagers et de ceux qui le font fonctionner ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine étant souvent le point faible dans un environnement opérationnel, il faut s'assurer que l'avion puisse être maîtrisé dans toutes les phases du vol (y compris en cas de dégradation due à des défaillances) et que ni l'équipage ni les passagers ne sont touchés par l'environnement dans lequel ils ont été placés pour la durée du vol.

9.2 Équipage de conduite

9.2.1 La conception de l'avion sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'appareil par l'équipage de conduite. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie de l'équipage de conduite, dans la même mesure que les limites inscrites dans les licences de l'équipage de conduite. Il sera tenu compte des diverses conditions d'utilisation attendues de l'avion dans son environnement, et notamment le fonctionnement dégradé par des défaillances.

9.2.2 La charge de travail imposée à l'équipage de conduite par la conception de l'avion sera raisonnable à toutes les étapes du vol. Il sera particulièrement tenu compte des étapes critiques du vol et des événements critiques qui peuvent raisonnablement être attendus pendant la durée de vie de l'avion, comme une panne de moteur contenue ou un cisaillement du vent.

Note.— La charge de travail peut être influencée à la fois par des facteurs cognitifs et par des facteurs physiologiques.

9.3 Ergonomie

Lors de la conception de l'avion, il sera tenu compte de l'ergonomie de l'utilisateur, et notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) environnement de travail de l'équipage de conduite ;

d) normalisation du poste de pilotage ;

e) maintenabilité.

9.4 Facteurs opérationnels environnementaux

La conception de l'avion tiendra compte de l'environnement opérationnel de l'équipage de conduite, et notamment :

a) de l'effet des facteurs aéromédicaux comme le niveau d'oxygène, la température, l'humidité, le bruit et les vibrations ;

b) de l'effet des forces physiques pendant le vol normal ;

c) de l'effet de l'utilisation prolongée à haute altitude ;

d) du confort physique.

PARTIE VI. MOTEURS

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Sauf indication contraire, les normes de la présente partie sont applicables aux moteurs de tous types utilisés comme organes de propulsion primaire, conformément aux parties IIIB, IVB et V. Les normes de la présente partie sont applicables à un type de moteur au moment de la soumission d'une demande d'approbation de type à l'autorité nationale compétente.

Note.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.2 Le niveau de navigabilité défini par les parties appropriées du règlement national complet et détaillé applicable aux moteurs en question au § 1.1.1 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.2 Installation des moteurs et interfaces

1.2.1 Tous les renseignements nécessaires à la sécurité et à l'adéquation des interfaces entre les moteurs et l'aéronef seront mis à disposition.

1.2.2 Les instructions d'installation spécifieront les suppositions relatives aux conditions qui peuvent être imposées en ce qui concerne le moteur lorsqu'il est installé sur l'avion.

1.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

1.3.1 Les poussées ou puissances homologuées, et les conditions atmosphériques auxquelles elles correspondent, ainsi que toutes les conditions et les limites d'utilisation prévues pour la conduite du moteur seront déclarées.

1.3.2 À l'intérieur des limites déclarées au § 1.3.1, le moteur délivrera la poussée ou la puissance demandée, dans toutes les conditions de vol nécessaires, compte tenu des effets et des conditions de l'environnement.

1.4 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

1.4.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien du moteur en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 1.4.2, 1.4.3 et 1.4.4.

1.4.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description du moteur et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

1.4.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

1.4.4 Prescriptions de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les prescriptions de maintenance obligatoires spécifiées par l'État de conception dans le cadre de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance visés au § 1.4.3.

CHAPITRE 2. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

2.1 Fonctionnement

Le moteur sera conçu et réalisé de manière que son fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsqu'il est installé conformément aux dispositions des parties IIIB, IVB et V de la présente Annexe et, le cas échéant, doté d'une hélice approuvée pour l'installation.

2.2 Analyse des pannes

Dans le cas des turbomoteurs, une évaluation de sécurité du moteur sera effectuée pour vérifier qu'il fonctionne de façon sûre dans toute la gamme de conditions d'utilisation. Il sera produit un résumé de toutes les pannes et combinaisons de pannes prévisibles qui donnent lieu à des effets de moteur dangereux. S'il est probable que la défaillance primaire d'un élément individuel (par exemple, un disque) aura des effets dangereux, la confiance sera placée sur le respect des critères d'intégrité prescrits.

2.3 Matériaux et méthodes de construction

La sélection des matériaux ainsi que les méthodes et les procédés de construction tiendront compte de l'environnement d'utilisation prévu du moteur en service. Les matériaux et les méthodes et procédés de construction du moteur produiront un comportement structural connu et reproductible.

2.4 Intégrité

L'intégrité du moteur sera démontrée pour la totalité de l'enveloppe d'utilisation et maintenue pendant la durée de vie du moteur. Les effets des charges cycliques, la dégradation due à l'environnement et à l'utilisation ainsi que les défaillances ultérieures probables d'éléments ne réduiront pas l'intégrité du moteur à un niveau inférieur à une limite acceptable. Toutes les instructions nécessaires au maintien de la navigabilité à ce sujet seront publiées.

CHAPITRE 3. ESSAIS

Le type de moteur subira avec succès les essais nécessaires pour vérifier la validité des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi déclarées, et pour s'assurer que son fonctionnement sera satisfaisant et sûr. Ces essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Détermination de la puissance.* Des essais seront effectués afin de déterminer les caractéristiques de puissance ou de poussée du moteur, d'abord à l'état neuf, puis après les essais b) et c). Les résultats obtenus à la fin de tous les essais spécifiés ne devront pas faire ressortir une diminution excessive de la puissance.

b) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier le démarrage, le ralenti, les reprises, les vibrations, la survitesse et autres caractéristiques, et pour démontrer l'existence de marges suffisantes permettant d'éviter les phénomènes de détonation, de pompage et autres anomalies de fonctionnement susceptibles d'affecter le type de moteur considéré.

c) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, la poussée, la vitesse, la température et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance du moteur. Ces essais devront comprendre des périodes au cours desquelles les limites déclarées seront dépassées, dans la mesure où ces dépassements pourraient se produire en service.

d) *Environnement d'utilisation*. Des essais seront effectués pour vérifier que les caractéristiques du moteur sont satisfaisantes en ce qui a trait à l'environnement d'utilisation.

Note.— L'environnement d'utilisation peut comprendre la rencontre d'oiseaux, de pluie, de grêle, de brouillages électromagnétiques et de foudre.

PARTIE VII. HÉLICES

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à toutes les hélices, conformément aux parties IIIB et V. Les normes de la présente partie sont applicables à une hélice au moment de la soumission d'une demande d'approbation de type à l'autorité nationale compétente.

Note.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.2 Le niveau de navigabilité défini par les parties appropriées du règlement national complet et détaillé applicable aux hélices en question au § 1.1.1 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.2 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées et toutes les conditions et limites d'utilisation de l'hélice seront déclarées.

1.3 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

1.3.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'hélice en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 1.3.2, 1.3.3 et 1.3.4.

1.3.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'hélice et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités.

1.3.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

1.3.4 Prescriptions de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les prescriptions de maintenance obligatoires spécifiées par l'État de conception dans le cadre de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance visés au § 1.3.3.

CHAPITRE 2. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

2.1 Fonctionnement

L'ensemble d'hélice sera conçu et réalisé de manière que son fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi et dans les conditions d'utilisation prévues lorsqu'elle est installée conformément aux dispositions des parties IIIB et V de la présente Annexe, et il sera démontré qu'elle ne présente pas de danger.

2.2 Analyse des pannes

Une évaluation de sécurité de l'hélice sera effectuée pour vérifier qu'elle fonctionne de façon sûre dans toute la gamme des conditions d'utilisation. Il sera produit un résumé de toutes les pannes qui pourraient donner lieu à des effets d'hélice dangereux. S'il est probable que la défaillance primaire d'un élément individuel (par exemple, une pale) aura des effets dangereux, la confiance sera placée sur le respect des critères d'intégrité prescrits.

2.3 Matériaux et méthodes de construction

La sélection des matériaux ainsi que les méthodes et les procédés de construction tiendront compte de l'environnement d'utilisation prévu de l'hélice en service. Les matériaux et les méthodes et procédés de construction de l'hélice produiront un comportement structural connu et reproductible.

2.4 Commande et indication du pas

2.4.1 Une perte de la commande de pas normale de l'hélice n'engendrera pas de survitesse dangereuse dans les conditions d'utilisation prévues.

2.4.2 Une défaillance ou une anomalie unique dans le système de commande de l'hélice en utilisation normale ou d'urgence n'entraînera pas le calage des pales de l'hélice dans une position au-dessous de la position « petit pas de vol ». Il n'est pas nécessaire de tenir compte de la défaillance d'éléments structuraux si l'on démontre que l'occurrence d'une telle défaillance est extrêmement rare.

CHAPITRE 3. ESSAIS ET INSPECTION

3.1 Essai de retenue de pale

Les ensembles d'hélices à pales amovibles seront soumis à une force centrifuge assez grande pour s'assurer que le système de retenue du moyeu et des pales fonctionnera de façon satisfaisante et sûre compte tenu des charges en service prévues, dans toutes les conditions d'utilisation prévues.

3.2 Essais d'utilisation et d'endurance

L'hélice subira avec succès les essais nécessaires pour s'assurer que son fonctionnement sera satisfaisant et sûr pour les puissances homologuées ainsi que les conditions d'utilisation et les limites d'emploi déclarées. Ces essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Fonction.* Des essais seront effectués pour vérifier que le système de commande de pas fonctionne de façon satisfaisante et sûre.

b) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, la vitesse et d'autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance de l'hélice.

c) *Environnement d'utilisation*. Sauf dans le cas des hélices en bois à pas fixe, il sera démontré au moyen d'essais ou d'une analyse fondée sur des essais ou l'expérience de conceptions similaires que l'hélice est capable de résister à l'impact probable d'un oiseau ou de la foudre sans présenter d'effet d'hélice dangereux.

PARTIE VIII. AVIONS TÉLÉPILOTÉS

Applicable à compter du 26 novembre 2026.

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les avions télépilotés pour lesquels une demande de certification de type est soumise aux autorités nationales compétentes le ou après le 26 novembre 2026.

Note 1.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

Note 2.— Les dispositions de la présente partie appuient les dispositions de l'Annexe 6, Partie 4, concernant l'exploitation des systèmes d'avions télépilotés.

1.1.2 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les avions télépilotés indiqués au § 1.1.1 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.3 Sauf indications contraires, les normes s'appliqueront à l'avion télépiloté complet, y compris son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement.

1.2 Limites d'emploi

1.2.1 Des limites d'emploi seront fixées pour l'avion télépiloté, son groupe motopropulseur, ses systèmes et son équipement (voir § 7.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'avion télépiloté est utilisé dans les limites spécifiées. Les limites d'emploi comprendront une marge de sécurité pour rendre extrêmement rare l'éventualité d'un accident.

1.2.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'avion télépiloté, par exemple la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses, la température de l'air ambiant, les altitudes et les performances de la liaison C2, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'avion satisfait aux normes de la présente partie.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple, avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application des normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs*, Partie 4 —* Vols internationaux — Systèmes d'aéronefs télépilotés*).*

1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'avion télépiloté ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable

La façon de démontrer la conformité au règlement applicable de navigabilité garantira que dans chaque cas, la précision obtenue est telle qu'elle donne une assurance suffisante que l'avion télépiloté, ses éléments et son équipement sont conformes aux prescriptions, sûrs et qu'ils fonctionnent correctement dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs avions télépilotés du type pour lequel le certificat de type est demandé, ou encore par des calculs (ou d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'avion télépiloté satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'avion dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations d'avion télépiloté appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'avion télépiloté.

2.2 Performances

2.2.1 Des données suffisantes sur les performances de l'avion télépiloté seront établies et consignées dans le manuel de vol correspondant afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale de l'avion en fonction des valeurs des paramètres d'exploitation pertinents, valeurs qui sont propres au vol considéré, pour que le vol puisse être effectué avec une garantie raisonnable que les performances minimales de sécurité seront atteintes.

2.2.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'avion télépiloté tiendra compte des performances humaines et, en particulier, n'exigera pas de l'équipe de télépilotage une habileté ou une attention exceptionnelles.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

2.2.3 Les performances consignées au manuel de vol de l'avion télépiloté seront compatibles avec les limites d'emploi du § 1.2.1 et avec le fonctionnement de combinaisons d'équipement et de systèmes de l'avion télépiloté logiquement possibles en service dont l'utilisation peut influer sur les performances.

2.2.4 Performances minimales

Dans le cas des avions télépilotés équipés de plus d'un moteur, les performances minimales seront consignées comme suit :

a) aux masses maximales (voir § 2.2.7) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude ou de l'altitude-pression de l'aérodrome soit en atmosphère type, soit dans des conditions atmosphériques spécifiées par vent nul ;

b) dans le cas des hydravions, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'avion télépiloté sera capable de réaliser les performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.5, alinéa a), et 2.2.6, alinéa a), sans considération d'obstacles ni de longueur de piste ou de plan d'eau.

Note.— Cette norme permet de consigner dans le manuel de vol de l'avion télépiloté la masse maximale au décollage et la masse maximale à l'atterrissage en fonction, par exemple :

— *de l'altitude de l'aérodrome, ou*

— *de l'altitude-pression au niveau de l'aérodrome, ou*

— *de l'altitude-pression et de la température atmosphérique au niveau de l'aérodrome,*

pour qu'elles soient facilement utilisables lors de l'application du règlement national sur les limites d'emploi relatives aux performances des avions télépilotés.

2.2.5 Décollage

a) Dans le cas des avions télépilotés équipés de plus d'un moteur, à la fin de la période pendant laquelle la puissance ou la poussée de décollage peut être utilisée, l'avion télépiloté sera capable, avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement et l'autre ou les autres moteurs utilisés dans les limites de leur puissance ou poussée maximale continue, de poursuivre la montée jusqu'à une hauteur où il pourra se maintenir et poursuivre son vol et atterrir en sécurité.

b) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances minimales seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.7), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

Note.— Les SARP applicables aux avions télépilotés qui reçoivent une assistance au décollage figurent au § 11.3 de la présente partie.

2.2.6 Atterrissage

a) Dans le cas des avions télépilotés équipés d'un moteur, ou d'une hélice, et des avions télépilotés équipés de plus d'un moteur qui ne peuvent pas maintenir un taux de montée positif en cas de défaillance de moteur ou d'hélice, la conception permettra, dans l'éventualité d'une telle défaillance, le pilotage et l'exécution d'un atterrissage forcé en sécurité, dans des conditions favorables, ou d'activer le dispositif de récupération d'urgence visé au chapitre 11 de la présente partie.

b) En ce qui concerne les avions télépilotés équipés de plus d'un moteur, en cas d'approche interrompue, l'avion sera capable, à partir de la configuration d'approche et avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement, de poursuivre son vol jusqu'en un point d'où une autre approche pourra être effectuée.

c) En cas d'atterrissage interrompu, l'avion télépiloté sera capable, à partir de la configuration d'atterrissage, d'effectuer une ressource avec tous les moteurs en fonctionnement.

Note.— Les SARP applicables aux avions télépilotés qui reçoivent une assistance pour la récupération à l'atterrissage figurent au § 11.4 de la présente partie.

2.2.7 Performances consignées dans le manuel de vol

2.2.7.1 Des données de performances seront définies et consignées dans le manuel de vol de l'avion télépiloté afin de permettre l'établissement d'une relation de sécurité entre les performances de l'avion et les caractéristiques des aérodromes et des routes aériennes que l'avion télépiloté est capable d'utiliser en exploitation. Les données de performances seront

déterminées et consignées dans le manuel de vol pour les phases ci-après, et pour les gammes de masse, d'altitude ou d'altitude-pression, de vitesse du vent, de pente de la surface de décollage et d'atterrissage pour les avions terrestres, ou de conditions du plan d'eau, de densité de l'eau et de force du courant pour les hydravions, suivant le cas, et pour toutes autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter le certificat de navigabilité de l'avion télépiloté.

a) *Décollage.* Les données de performances au décollage comprendront la distance nécessaire pour décoller et monter jusqu'à une hauteur choisie au-dessus de la surface de décollage. Cette distance sera déterminée pour chaque masse, altitude et température à l'intérieur des limites opérationnelles établies pour le décollage dans les conditions suivantes :

— puissance de décollage sur chaque moteur ;

— volets en position de décollage ;

— train d'atterrissage sorti.

b) *Croisière.* Dans le cas des avions télépilotés équipés de plus d'un moteur, les performances ascensionnelles en croisière seront les performances de montée (ou de descente) dans la configuration de croisière avec le moteur le plus défavorable hors de fonctionnement. Les moteurs en fonctionnement ne seront pas utilisés à une puissance supérieure à la puissance ou poussée maximale continue.

c) *Atterrissage.* La distance d'atterrissage sera la distance horizontale parcourue par l'avion télépiloté à partir d'un point de la trajectoire d'approche situé à une hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, jusqu'au point de la surface d'atterrissage où l'avion télépiloté s'immobilise, ou, pour les hydravions, jusqu'au point où la vitesse tombe à une valeur suffisamment basse. La hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage et la vitesse d'approche seront déterminées en fonction des méthodes d'exploitation. Cette distance peut être complétée par les marges qui s'avéreraient nécessaires. En pareil cas, la hauteur choisie au-dessus de la surface d'atterrissage, la vitesse d'approche et la marge de distance seront liées par une relation appropriée et tiendront compte à la fois des méthodes normales d'exploitation et de tout écart raisonnable par rapport à ces méthodes.

Note.— Si la distance d'atterrissage comprend la marge de distance spécifiée dans la présente norme, il n'est pas nécessaire de tenir compte des variations prévues dans la technique d'approche et d'atterrissage en appliquant les dispositions du § 5.2.11 de l'Annexe 6 — Exploitation technique des aéronefs*, Partie 1 —* Aviation de transport commercial international — Avions *et Partie 4 —* Vols internationaux — Systèmes d'aéronefs télépilotés*.*

2.2.7.2 **Recommandation.—** *Dans le cas des avions télépilotés qui reçoivent une assistance au décollage ou pour la récupération à l'atterrissage, les incidences des méthodes de lancement et de récupération sur les performances consignées dans le manuel de vol devraient être prises en compte*.

Note.— Les SARP à ce sujet figurent aux § 11.3 et 11.4 de la présente partie.

2.3 Qualités de vol

2.3.1 L'avion télépiloté satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'avion est approuvé.

2.3.2 Manœuvrabilité et maniabilité

2.3.2.1 L'avion télépiloté sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice

ou de poussée et changements de configuration de l'avion télépiloté), sans que le télépilote ait à faire preuve d'une habileté ou d'une attention exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Un moyen ou une technique permettant de manœuvrer l'avion avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol de l'avion télépiloté.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.2.2 *Manœuvrabilité à la surface.* L'avion télépiloté sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.2.3 *Manœuvrabilité au décollage.* L'avion télépiloté sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage.

2.3.2.4 *Vitesse de sécurité au décollage.* Les vitesses de sécurité au décollage admises pour déterminer les performances au décollage de l'avion télépiloté (lorsqu'il a quitté le sol ou l'eau) comprendront une marge suffisante au-dessus de la vitesse de décrochage et au-dessus de la vitesse minimale à laquelle l'avion reste manœuvrable après une défaillance soudaine du moteur le plus défavorable.

2.3.3 Compensation

Les caractéristiques de compensation de l'avion télépiloté seront telles que l'attention exigée du télépilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. Cette norme s'appliquera aux cas de vol normaux et aux cas de vol avec défaillance d'un ou de plusieurs moteurs pour lesquels les caractéristiques de performances sont déterminées.

2.4 Stabilité et contrôle

2.4.1 Stabilité

La stabilité de l'avion télépiloté, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesse), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du télépilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'avion télépiloté ne sera cependant pas telle que le télépilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'avion risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence. La stabilité peut être obtenue par des moyens naturels ou artificiels, ou une combinaison des deux. Dans les cas où la stabilité artificielle est nécessaire pour faire apparaître la conformité aux normes de la présente partie, il sera démontré qu'une panne ou une situation quelconque exigeant de déployer une habileté de télépilotage exceptionnelle pour rétablir la stabilité de l'avion télépiloté est extrêmement improbable.

2.4.2 Décrochage

2.4.2.1 *Avertissement de décrochage.* Dans toutes les configurations admissibles et à toutes les puissances ou poussées admissibles, sauf celles qui ne sont pas jugées essentielles à la sécurité du vol, aussi bien en ligne droite qu'en virage, le télépilote sera prévenu, sans ambiguïté, de l'approche du décrochage. L'avertissement de l'approche du décrochage et les autres caractéristiques de l'avion télépiloté seront tels qu'ils permettront au télépilote d'éviter le décrochage après le début de l'avertissement et, sans modifier la puissance ou la poussée, de garder parfaitement la maîtrise de l'avion.

2.4.2.2 *Comportement à la suite d'un décrochage.* Dans toutes les configurations et à toutes les puissances ou poussées pour lesquelles l'aptitude à rétablir l'avion après un décrochage est jugée essentielle, le comportement de l'avion télépiloté après un décrochage ne sera pas tel qu'il soit difficile d'effectuer un rétablissement rapide sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'avion.

2.4.2.3 *Vitesses de décrochage.* Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé dans les configurations correspondant à chaque phase de vol (par exemple décollage, croisière et atterrissage) seront déterminées. Une des déterminations sera effectuée à une puissance ou poussée inférieure ou égale à la puissance ou poussée nécessaire pour obtenir une poussée nulle à une vitesse à peine supérieure à la vitesse de décrochage.

2.4.3 Vibrations aéroélastiques et autres vibrations

2.4.3.1 Il sera démontré par une analyse et des essais appropriés ou toute combinaison de ces deux méthodes que, dans les limites d'emploi de l'avion télépiloté (voir § 1.2.2), pour aucune des configurations ni à aucune des vitesses, il ne se produit dans aucune partie de l'avion de vibrations aéroélastiques ou d'autres vibrations excessives. L'avion télépiloté ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de détériorer la structure.

2.4.3.2 L'avion télépiloté ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles de compromettre le fonctionnement normal de l'équipement de bord servant à la manœuvre de l'avion.

Note.— Dans son rôle d'avertisseur de décrochage, le buffeting est utile et les présentes dispositions ne visent pas à l'éliminer.

2.4.4 Vrille

Il sera démontré qu'en utilisation normale, l'avion télépiloté ne manifeste pas de tendance à se mettre en vrille de façon spontanée. Si la conception permet la mise en vrille ou, dans le cas d'un avion télépiloté équipé d'un moteur, prévoit la possibilité d'une mise en vrille spontanée, il sera démontré qu'en utilisant normalement les commandes, et sans déployer d'habileté de pilotage exceptionnelle, on peut sortir l'avion télépiloté de la vrille en respectant les limites de redressement applicables.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

La structure de l'avion télépiloté, après la conception et la construction, sera fournie accompagnée d'instructions d'entretien et de réparation, dans le but d'éviter une panne catastrophique pendant toute sa vie utile.

3.2 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.3 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits au § 3.6, seront considérées comme des charges limites.

3.4 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits au § 3.6, aucune partie de la structure de l'avion télépiloté ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'avion sera capable de supporter la charge ultime.

3.5 Vitesses

3.5.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale pour lesquelles la structure de l'avion télépiloté est calculée. Afin d'éviter des dépassements par inadvertance, dues à des excursions ou à des variations atmosphériques, les vitesses de calcul devront assurer une marge suffisante pour l'établissement de vitesses limites d'utilisation pratiques. Les vitesses de calcul devront être suffisamment supérieures à la vitesse de décrochage de l'avion pour assurer une protection contre la perte de maîtrise en air turbulent. Il faudra envisager d'établir une vitesse de manœuvre de calcul, une vitesse de calcul en croisière, une vitesse en piqué calculée et toutes autres vitesses de calcul nécessaires pour les configurations à grande portance ou autres dispositifs spéciaux.

3.5.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol de l'avion télépiloté parmi les limites d'emploi (voir § 7.2).

3.6 Résistance

3.6.1 Tous les éléments structuraux seront conçus pour supporter les charges maximales prévues en service, dans toutes les conditions d'utilisation envisagées, sans défaillance, ni déformation permanente ou perte de fonctionnalité. Pour la détermination de ces charges, il sera tenu compte des éléments suivants :

a) la durée de vie prévue de l'avion télépiloté ;

b) l'environnement de rafales verticales et horizontales, compte tenu des variations prévues de la trajectoire et des configurations de charge ;

c) le spectre de manœuvre, compte tenu des variations de la trajectoire et des configurations de charge ;

d) les cas de charges dissymétriques aussi bien que les cas de charges symétriques ;

e) les charges au sol et à flot, notamment les charges en circulation au sol, à l'atterrissage et au décollage, les charges au lancement et à la récupération, conformément au chapitre 11, et les charges de manutention au sol et sur l'eau ;

f) la plage de vitesses de l'avion télépiloté, compte tenu des caractéristiques et des limites d'utilisation de l'avion ;

g) les charges de vibration et de buffeting ;

h) la corrosion ou autre dégradation, étant donné la maintenance spécifiée, et les divers environnements d'utilisation ;

i) toutes autres charges, comme les charges sur les commandes de vol, les charges dues à la pressurisation, les charges dues au fonctionnement des moteurs ou les charges dynamiques dues aux changements de la configuration permanente.

3.6.2 La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière.

3.7 Durabilité de la structure

La structure de l'avion télépiloté sera conforme aux principes de tolérance aux dommages et d'endurance de sécurité ou de sécurité intégrée et sera telle qu'elle permettra d'éviter une défaillance catastrophique pendant la durée de vie de l'appareil compte tenu, s'il y a lieu :

a) de l'environnement prévu ;

b) des charges répétées prévues en service.

3.8 Facteurs spéciaux

Dans le cas des avions télépilotés, les éléments (par exemple moulages, roulements ou raccords) dont la résistance est sujette à variation en raison des processus de fabrication, d'une détérioration en service ou de toute autre cause seront pris en compte au moyen d'un facteur approprié.

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

4.1.1 Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'avion télépiloté fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

4.1.2 Vérification des parties mobiles

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'avion télépiloté sera démontré afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.3 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'avion télépiloté qui sont essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.4 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.5 Protection

La structure de l'avion télépiloté sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.6 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'avion télépiloté qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.2 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipe de télépilotage à garder la maîtrise de l'avion télépiloté en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire, y compris la prévention d'erreurs d'assemblage et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des gouvernes.

1) chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et l'efficacité correspondant à sa fonction.

2) chaque élément de chaque timonerie sera conçu ou marqué de façon particulière et permanente afin de réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement du système ;

3) l'incidence de toutes les caractéristiques de conception des systèmes et les conditions de défaillance de ces systèmes qui affectent la performance de la structure doivent être prises en compte lors de la démonstration de la conformité aux exigences figurant dans les chapitres 3 et 4 ;

b) *Survivabilité des systèmes.* Les systèmes de bord de l'avion télépiloté seront conçus et disposés pour offrir le maximum de chances que l'avion puisse poursuivre son vol et atterrir en sécurité après un événement ayant entraîné des dommages à sa structure ou à ses systèmes.

c) *Vision du pilote.* Les éléments de conception relatifs à la vision du télépilote, s'ils sont mis en œuvre sur l'avion télépiloté, permettront, en conditions normales et en cas de pluie modérée, une vision suffisante pour la conduite normale de l'avion et l'exécution des approches et atterrissages comme il a été prévu dans la conception pour assurer la sécurité d'utilisation de l'avion télépiloté.

d) *Cas d'urgence.* L'avion télépiloté sera doté de moyens empêchant automatiquement les urgences résultant de défaillances prévisibles de l'équipement, des systèmes, de la liaison C2 et du poste de télépilotage qui sont susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion, ou permettant à l'équipe de télépilotage de faire face à de telles urgences. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les performances et les limites d'emploi spécifiées dans la présente Annexe et l'Annexe 6, Partie 4, couvrent le cas de défaillances.

e) *Précautions contre l'incendie.* La conception de l'avion télépiloté et les matériaux utilisés pour sa construction seront tels qu'ils réduisent au minimum les risques d'incendies en vol ou à la surface et la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie.

f) *Compartiment fret et protection contre l'incendie :*

1) les sources de chaleur qui pourraient enflammer le fret seront blindées ou isolées de façon à empêcher qu'une telle situation ne se produise ;

2) chaque compartiment à fret sera fait de matériaux qui sont au moins résistants à la flamme.

4.3 Aéroélasticité

L'avion télépiloté ne présentera pas de vibrations aéroélastiques, de divergence structurale ou de perte de maîtrise résultant d'une déformation structurale et d'effets aéroélastiques, pour toutes les vitesses comprises dans l'enveloppe de conception et pour des vitesses supérieures à ces limites, pour qu'il soit conforme au § 1.2.1. Il sera tenu compte des caractéristiques de l'avion télépiloté, de l'absence d'informations provenant de capteurs proprioceptifs (par exemple vibrations et accélération) et des différences dans les aptitudes et les charges de travail des télépilotes.

4.4 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

4.4.1 La métallisation et la protection contre la foudre et l'électricité statique seront telles qu'elles :

a) protégeront l'avion télépiloté, ses systèmes et les personnes qui entrent en contact avec l'avion au sol ou sur l'eau contre les effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

4.4.2 L'avion télépiloté sera aussi protégé contre les effets catastrophiques de la foudre. Il sera dûment tenu compte des matériaux utilisés dans la construction de l'avion.

4.5 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'avion, des dispositions et des procédures seront définies pour assurer la sécurité des opérations de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage). Il peut être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. GROUPE MOTOPROPULSEUR

5.1 Moteurs

Les normes de la partie VI de la présente Annexe s'appliqueront à chaque moteur utilisé comme organe de propulsion primaire de l'avion télépiloté.

5.2 Hélices

Les normes de la partie VII de la présente Annexe s'appliqueront à chaque hélice de l'avion télépiloté.

5.3 Installation motrice

5.3.1 Conformité aux limites d'emploi des moteurs et des hélices

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs et les hélices (le cas échéant) puissent fonctionner de façon fiable dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'avion télépiloté pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs et hélices, établies conformément aux dispositions du présent chapitre et des parties VI et VII.

5.3.2 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas d'une installation où, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur augmenterait le risque d'incendie ou de dommage grave à la structure, des moyens permettront d'arrêter la rotation de ce moteur en vol, ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

5.3.3 Installation turbomachine

Dans le cas d'une installation turbomachine :

a) la conception sera telle qu'elle réduit au minimum les risques pour l'avion télépiloté en cas de défaillance de parties tournantes d'un moteur, ou d'incendie moteur qui se propage à travers le carter moteur ;

b) l'installation motrice sera conçue pour qu'on ait l'assurance raisonnable que les limites d'utilisation du moteur qui ont une incidence négative sur l'intégrité structurale des parties tournantes ne seront pas dépassées en service.

5.3.4 Redémarrage des moteurs

L'avion télépiloté sera doté de moyens permettant de redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée, à moins qu'il puisse être maîtrisé en sécurité sans redémarrage du moteur grâce à un dispositif de récupération d'urgence approuvé, visé au chapitre 11 de la présente partie.

5.3.5 Disposition et fonctionnement

5.3.5.1 *Indépendance des moteurs et des accessoires*. Dans le cas d'un avion télépiloté, les moteurs et leurs accessoires seront disposés et isolés les uns des autres de manière à permettre, dans au moins une configuration, un fonctionnement tel qu'une panne ou une anomalie de moteur, ou une panne ou une anomalie (y compris la destruction par le feu dans le compartiment moteur) de tout système qui peut perturber le fonctionnement du moteur (autre qu'un réservoir de carburant si un seul réservoir de carburant est installé) :

a) n'empêchera pas l'autre ou les autres moteurs de continuer à fonctionner en toute sécurité ; ou

b) n'exigera pas d'intervention immédiate pour assurer la sécurité de fonctionnement.

5.3.5.2 *Vibrations de l'hélice*. Les contraintes de vibrations de l'hélice seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'avion télépiloté.

5.3.5.3 *Refroidissement*. Le circuit de refroidissement sera capable de maintenir la température des éléments et des fluides du groupe motopropulseur dans les limites fixées (voir § 5.3.1) pour des températures de l'air atteignant la température maximale correspondant à l'utilisation prévue de l'avion télépiloté.

5.3.5.4 *Accessoires*. Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et autres circuits associés au groupe motopropulseur de l'avion télépiloté seront capables d'alimenter chaque moteur conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influencent le fonctionnement des circuits (par exemple puissance ou poussée, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

5.3.5.5 *Protection contre l'incendie*. Pour les zones du groupe motopropulseur particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.2, alinéa f) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux ignifugés, des autres zones de l'avion télépiloté où un incendie risquerait de compromettre la poursuite du vol ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones seront résistants au feu. Le drainage de chaque zone sera prévu, pour réduire au minimum les dangers découlant de la défaillance de tout élément contenant des fluides inflammables. L'avion télépiloté sera doté de moyens permettant à l'équipe de télépilotage, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement des fluides inflammables dans ces zones. S'il y a des sources de fluide inflammable dans ces zones, l'ensemble du système connexe qui s'y trouve également, y compris ses supports, sera à l'épreuve du feu ou protégé contre les effets du feu.

c) *Détecteurs d'incendie.* Des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones.

CHAPITRE 6. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

6.1 Généralités

6.1.1 L'avion télépiloté sera doté de l'équipement et des systèmes approuvés, notamment des systèmes de guidage et de gestion de vol qui sont nécessaires à la sécurité de la conduite de l'avion dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera également doté de l'équipement nécessaire permettant à l'équipe de télépilotage de le faire fonctionner en respectant les limites d'emploi. La conception de l'équipement tiendra compte des principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les utilisations dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, Partie 4, prescrit l'installation d'équipement en sus du minimum exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité. Les systèmes font l'objet de la Partie X — Poste de télépilotage, *de la présente Annexe*.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

6.1.2 La conception de l'équipement et des systèmes exigés au § 6.1.1 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils accomplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électromagnétique entre eux est réduit au minimum.

Note.— Le processus d'évaluation de la sécurité du système porte également sur l'intégration du RPS et sur la spécification de la liaison C2. Voir aussi le § 10.3.3 de la présente partie.

6.1.3 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipe de télépilotage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes du poste de télépilotage et des systèmes de l'avion télépiloté et permettre l'application de mesures correctrices, automatiquement ou par l'équipe de télépilotage.

6.1.4 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de façon à pouvoir fournir les charges nécessaires en fonctionnement normal et de manière telle qu'aucune panne ou anomalie simple ne risque de l'empêcher de fournir les charges essentielles à la sécurité du vol.

6.1.5 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui satisfait aux spécifications de la présente partie, notamment celles du § 6.1.2, alinéas a) et b).

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

6.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

6.3 Feux de position et feux anticollision

6.3.1 Les feux qui, conformément à l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, doivent être allumés quand l'avion télépiloté est en vol ou se déplace sur l'aire de mouvement d'un aérodrome auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent aux pilotes des autres aéronefs, aux télépilotes des autres aéronefs télépilotés ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage ou une collision. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel de nuit clair et étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions diurnes de faible luminance de fond. En outre, des situations propices à un abordage sont plus à risque de se produire dans les régions de contrôle terminal, où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs à des vitesses de rapprochement qui, en principe, ne dépassent pas 900 km/h (500 kt).

6.3.2 Les feux des avions télépilotés seront disposés de façon à réduire au minimum le risque de gêner le fonctionnement de quelque capteur requis que ce soit.

Note.— Afin d'éviter les effets en question au § 6.3.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au télépilote les moyens de régler l'intensité des feux à éclats.

6.4 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques de l'avion télépiloté, en particulier les systèmes critiques et essentiels pour le vol, seront dûment protégés contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes et externes.

6.5 Protection givrage

Si la certification pour le vol en conditions givrantes est requise, il sera démontré que l'avion télépiloté est capable de fonctionner en toute sécurité dans toutes les conditions givrantes qui sont susceptibles de survenir dans tous les environnements d'utilisation prévus.

CHAPITRE 7. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

7.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'avion télépiloté seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle.

7.2 Limites d'emploi

7.2.1 Les limites d'emploi qui risquent d'être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées, et corrigées au besoin des erreurs de mesure, afin que l'équipe de télépilotage puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

7.2.2 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.2.2).

7.2.3 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.5.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'avion télépiloté ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration de l'avion et des autres éléments appropriés.

7.2.4 Limites relatives au groupe motopropulseur

Les limites relatives au groupe motopropulseur comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments du groupe motopropulseur de l'avion télépiloté (voir § 5.3.1 et 5.3.5.3).

7.2.5 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'avion télépiloté.

7.2.6 Limites d'emploi diverses

Ces limites comprendront toutes les limites qui portent sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'avion télépiloté (voir § 1.2.1).

7.2.7 Limites relatives à l'équipe de télépilotage

Les limites relatives à l'équipe de télépilotage comprendront l'effectif minimal de l'équipe nécessaire pour utiliser l'avion télépiloté.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipe de télépilotage minimale sont définis dans l'Annexe 6, Partie 4.

7.3 Utilisation — Renseignements et procédures

7.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des types particuliers d'utilisation auxquels l'avion télépiloté a été reconnu apte en vertu des dispositions du règlement applicable de navigabilité.

7.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'avion télépiloté (avec indication de l'état de l'avion au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de la charge payante, de la réserve de carburant utilisable et de l'huile vidangeable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité d'huile non vidangeable, la quantité totale de fluide de refroidissement des moteurs et la quantité totale de fluide hydraulique.

7.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'avion télépiloté considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

7.3.4 Renseignements sur la manœuvre de l'avion télépiloté

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'avion télépiloté. Les vitesses de décrochage ou vitesses minimales de vol en régime stabilisé, que les dispositions du § 2.4.2.3 exigent de déterminer, seront consignées dans le manuel de vol.

7.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'avion télépiloté seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances ou poussées envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipe de télépilotage l'obtention des performances consignées.

7.5 Manuel de vol de l'avion télépiloté

Un manuel de vol de l'avion télépiloté sera disponible. Ce manuel identifiera clairement l'avion télépiloté ou la série d'avions télépilotés auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, les renseignements et les procédures spécifiés aux § 7.2, 7.3 et 7.4 de la présente partie et dans la partie X de la présente Annexe.

7.6 Repères et plaques indicatrices

Des repères et des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, durant la circulation au sol, le lancement, la récupération et les opérations de service au sol (remorquage, avitaillement, etc.), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité des vols ultérieurs de l'avion télépiloté et celle du personnel au sol.

7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

7.7.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'avion télépiloté en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 7.7.2, 7.7.3 et 7.7.4.

7.7.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'avion télépiloté et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le transport, le remisage et l'assemblage de l'avion, ainsi que sur le diagnostic des défectuosités.

7.7.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

Note.— L'élaboration de renseignements préliminaires relatifs au programme de maintenance au moment de la certification de type de l'avion télépiloté peut tirer parti du processus de la Commission de révision de maintenance (MRB) ou du processus d'élaboration d'instructions pour le maintien de la navigabilité.

7.7.4 Tâches de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les tâches de maintenance obligatoires établies par l'État de conception dans le cadre du processus d'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance visés au § 7.7.3.

Note.— Les tâches obligatoires établies dans le cadre du processus d'approbation de la conception de type sont souvent appelées spécifications de maintenance pour la certification (CMR) ou limitations de navigabilité.

7.8 Renseignements relatifs à la liaison C2

Des renseignements suffisants seront donnés sur toute liaison C2 pertinente, en ce qui concerne la configuration, l'exploitation, les performances, les procédures d'urgence et les limites d'emploi.

CHAPITRE 8. RÉSERVÉ

[À rédiger.]

CHAPITRE 9. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

9.1 Généralités

La conception de l'avion télépiloté sera telle qu'elle permet l'exploitation en sécurité dans les limites de performance de ceux qui le font fonctionner ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine étant souvent le point faible dans un environnement opérationnel, il faut s'assurer que l'avion télépiloté peut être maîtrisé dans toutes les phases du vol (y compris en cas de dégradation due à des défaillances).

9.2 Équipe de télépilotage

9.2.1 La conception de l'avion télépiloté sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'avion par l'équipe de télépilotage. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie des membres de l'équipe de télépilotage, à la mesure des limites inscrites sur leurs licences. Il sera également tenu compte des diverses conditions d'utilisation prévues de l'avion télépiloté dans son environnement, y compris le fonctionnement dégradé par des défaillances.

9.2.2 La charge de travail imposée à l'équipe de télépilotage par la conception de l'avion télépiloté sera raisonnable dans toutes les phases du vol. Il sera tenu compte en particulier des phases critiques du vol et des événements critiques auxquels on peut raisonnablement s'attendre pendant la durée de vie de l'avion télépiloté, comme une panne de moteur contenue ou un cisaillement du vent.

Note.— La charge de travail peut être influencée à la fois par des facteurs cognitifs et par des facteurs physiologiques.

9.3 Ergonomie

Lors de la conception de l'avion télépiloté, il sera tenu compte des principes d'ergonomie, lorsqu'il y a lieu, et notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) maintenabilité ;

d) transport, remisage et assemblage/désassemblage.

CHAPITRE 10. INTÉGRATION DU POSTE DE TÉLÉPILOTAGE

10.1 Généralités

10.1.1 Les normes de la présente partie s'appliqueront à chaque poste de télépilotage utilisé pour la conduite de l'avion télépiloté.

10.1.2 Le poste de télépilotage sera compatible avec le type de l'avion télépiloté et adapté à l'utilisation envisagée.

10.2 Intégration

10.2.1 *Conformité aux limites d'emploi du poste de télépilotage.* L'avion télépiloté sera conçu de façon que le poste de télépilotage puisse remplir de manière satisfaisante et fiable ses fonctions prévues, dans les conditions d'utilisation prévues, lorsqu'il est connecté à l'avion télépiloté. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'avion télépiloté pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi fixées pour le poste de télépilotage conformément aux dispositions du présent chapitre et de la partie X.

10.2.2 *Essais d'intégration.* L'avion télépiloté subira avec succès des essais utilisant tous les types approuvés de poste de télépilotage qui sont nécessaires pour vérifier la validité des conditions et des limites déclarées et s'assurer que le poste de télépilotage fonctionnera de manière satisfaisante et fiable lorsqu'il utilise quelque liaison C2 spécifiée et quelque prestataire de services de communication par liaison C2 de soutien que ce soit comme il est spécifié dans les conditions d'utilisation prévues.

10.3 Commandes et informations

10.3.1 Le poste de télépilotage sera intégré de façon à permettre la commande en temps opportun de l'avion télépiloté, selon les besoins pour assurer la sécurité et l'efficacité de la conduite par l'équipe de télépilotage. Il sera tenu compte au moins de ce qui suit :

a) traitement des données transmises par l'avion télépiloté, concernant :

— l'assiette, l'altitude, la position, le cap, la vitesse, la vitesse verticale, les informations de virage ;

— le groupe motopropulseur et la vitesse de l'hélice ou des hélices ;

— la détection et l'évitement ;

— les conditions météorologiques ;

— l'état et les performances de la liaison C2 conformément aux SARP définies dans les sections de l'Annexe 10 applicables aux systèmes d'aéronef télépiloté ;

— l'état des systèmes automatisés, notamment l'état de perte de la liaison C2 ;

b) commande de l'avion télépiloté dans les conditions d'utilisation prévues ;

c) conduite du groupe motopropulseur conformément aux dispositions du chapitre 5 de la présente partie ;

d) informations sur la QoSD prévue dans la zone géographique de vol sur la base de la QoSR et de la spécification de la liaison C2 ;

e) état des systèmes automatisés, notamment dépassements ou dysfonctionnements des commandes de vol.

10.3.2 Toutes les informations requises seront transmises au poste de télépilotage pour que l'équipe de télépilotage puisse conduire avec sécurité et efficacité l'avion télépiloté (par exemple fixer ou surveiller les paramètres de vol, de navigation et du groupe motopropulseur), en utilisant la liaison C2 et les prestataires de service de communication par liaison C2 spécifiés, quels qu'ils soient, dans les conditions d'utilisation prévues. Ces informations proviendront entre autres des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipe de télépilotage de faire fonctionner l'avion télépiloté dans les limites d'emploi fixées. La conception de ces instruments et équipement respectera les principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les utilisations dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, Partie 4, prescrit l'installation d'instruments et d'équipement en sus du minimum exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

10.3.3 La conception des instruments, de l'équipement et des systèmes exigés au § 10.3.2 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils remplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électromagnétique entre eux est réduit au minimum.

10.3.4 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipe de télépilotage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes et pour lui permettre de prendre des mesures correctrices.

10.3.5 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipe de télépilotage pendant le vol.

10.4 Liaison C2

10.4.1 L'architecture des systèmes de l'avion télépiloté et du poste de télépilotage sera compatible avec toute liaison C2 spécifiée et tout service fourni par les prestataires de service de communication par liaison C2 comme il est spécifié pour permettre la conduite en sécurité de l'avion télépiloté dans les conditions d'utilisation prévues.

10.4.2 Des moyens seront prévus pour la surveillance des performances et de l'état de la liaison C2 en fonction des métriques indiquées dans les parties applicables de l'Annexe 10, réagissant conformément aux critères d'achèvement des transactions définis dans l'Annexe 6, Partie 4.

10.5 Manuel de vol

10.5.1 Le manuel de vol de l'avion télépiloté traitera de toutes les combinaisons de modèles de poste de télépilotage énumérés dans la conception de type approuvée de l'avion télépiloté. Il y aura peut-être des différences importantes entre les divers postes de télépilotage utilisés avec un même avion télépiloté.

10.5.2 Dans l'élaboration du manuel de vol de l'avion télépiloté, une attention particulière sera apportée aux aspects concernant les performances humaines, notamment les transferts de commande à l'intérieur des postes de télépilotage et entre les postes de télépilotage, s'ils répondent à des besoins opérationnels prévus, les transferts de commande entre télépilotes, les transferts de connexion de liaisons C2 ou de réseaux constituant la liaison C2, les procédures de planification en cas d'urgence, les communications des membres de l'équipe de télépilotage, par exemple entre télépilotes, entre le télépilote et l'observateur de l'avion télépiloté ou un autre membre du personnel de soutien, et entre le télépilote et l'ATC.

10.5.3 Le manuel de vol de l'avion télépiloté contiendra tous les renseignements nécessaires à l'utilisation du RPAS.

10.5.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé d'ajouter les procédures suivantes aux procédures spécifiées visées au § 7.5 :*

a) procédures de transfert de commande de l'avion télépiloté d'un RPS à un autre ;

b) spécifications de la liaison C2 et procédures relatives au transfert de la commande et du contrôle de l'avion télépiloté d'une liaison C2 à une autre et mesures à prendre en cas d'interruption temporaire ou de perte de la liaison C2 ;

c) procédures de cessation de vol, le cas échéant ;

d) procédures de sûreté propres au système d'aéronef télépiloté (par exemple sûreté du poste de télépilotage, liaison C2, etc.) ;

e) détection et évitement.

CHAPITRE 11. CONSIDÉRATIONS PROPRES AUX AVIONS TÉLÉPILOTÉS

11.1 Généralités

Les normes du présent chapitre portent sur des aspects supplémentaires de l'exploitation d'avions télépilotés qui ne sont pas partagés avec l'aviation habitée.

11.2 Transport, remisage et assemblage

Dans le cas d'un avion télépiloté conçu pour être transportable quand il n'est pas opérationnel, il sera démontré que les conditions environnantes et les autres conditions prévisibles susceptibles d'être rencontrées durant le transport ou le remisage n'ont aucune incidence défavorable sur quelque exigence que ce soit figurant dans la présente partie. Des limites, des informations et des inscriptions relatives à la sécurité du transport et de l'assemblage d'un avion télépiloté seront établies et mises à disposition comme il est défini au chapitre 7 de la présente partie.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

11.3 Méthodes de lancement

11.3.1 Lorsque l'avion télépiloté a été conçu pour recevoir une assistance durant le lancement, les incidences de la méthode de lancement seront prises en compte dans le calcul des charges au lancement, visées au chapitre 3, ainsi que dans l'établissement des limites d'emploi et l'élaboration des repères et des plaques indicatrices exigés au chapitre 7.

11.3.2 *Performances au décollage*. S'il a été conçu pour recevoir une assistance durant le lancement, l'avion télépiloté atteindra, à la fin de la phase de lancement, un niveau d'énergie, de manœuvrabilité et de maniabilité suffisant pour assurer la sécurité et la maîtrise du vol dans toutes les conditions d'utilisation prévues.

11.4 Méthodes de récupération

11.4.1 Lorsque l'avion télépiloté a été conçu pour recevoir une assistance durant la phase normale de récupération à l'atterrissage, les incidences de la méthode de récupération seront prises en compte dans le calcul des charges à la récupération, qui sont visées au chapitre 3, ainsi que dans l'établissement des limites d'emploi et l'élaboration des repères et des plaques indicatrices exigées au chapitre 7 de la présente partie.

11.4.2 *Performances à la récupération*. Si l'avion télépiloté a été conçu pour recevoir une assistance durant la phase normale de récupération à l'atterrissage, les performances de vol et les caractéristiques de commande de l'avion télépiloté seront suffisantes pour les procédures d'atterrissage prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues.

11.5 Récupération d'urgence

Dans le cas des avions télépilotés équipés d'un dispositif de récupération d'urgence ou d'un système de cessation de vol commandé par le télépilote ou automatiquement et destiné à réduire le risque que des personnes au sol subissent des blessures mortelles en cas d'atterrissage d'urgence :

a) tous les systèmes installés dans l'avion télépiloté qui sont indispensables au dispositif de récupération d'urgence pour que l'avion atteigne une zone de sécurité rempliront leurs fonctions prévues sur la totalité de l'enveloppe de vol dans les conditions d'utilisation prévues de l'avion ;

b) il sera démontré que tous les systèmes installés dans l'avion télépiloté qui sont indispensables à un système, une procédure ou une fonction de cessation immédiate du vol normal rempliront leurs fonctions prévues sur la totalité de l'enveloppe de vol dans les conditions d'utilisation prévues de l'avion ;

c) des limites d'emploi, des procédures, des instructions et toutes les informations supplémentaires nécessaires à la sécurité de l'utilisation de l'avion télépiloté seront établies et indiquées dans le manuel de vol de l'avion comme il est exigé au chapitre 7 de la présente partie.

Note 1.— Un dispositif de récupération d'urgence est constitué de fonctions qui peuvent être commandées par l'équipe de télépilotage, ou au moyen d'un processus automatique programmé à l'avance, dont le rôle est de conduire l'avion télépiloté jusqu'à un lieu prédéterminé pour y effectuer un atterrissage d'urgence.

Note 2.— Un système de cessation de vol (par exemple un parachute global de récupération de l'avion télépiloté) a pour rôle de mettre fin immédiatement au vol et de réduire l'énergie cinétique à l'impact, mais il n'offre pas nécessairement de garantie quant au lieu de l'impact.

Note 3.— Lorsqu'on envisage une protection des personnes au sol en cas d'atterrissage d'urgence, les points à prendre en considération comprennent les suivants :

a) des critères de retenue pour les éléments qui pourraient constituer un danger pour les personnes au sol ;

b) l'intégrité et la position du réservoir de carburant ;

c) l'intégrité des systèmes électriques pour éviter les sources d'incendie.

11.6 Circulation au sol, décollage et atterrissage automatiques

Dans le cas de tous les systèmes installés sur un avion télépiloté qui sont nécessaires à la circulation au sol, au décollage ou à l'atterrissage automatiques, une perte, une dégradation ou une interruption de l'information de navigation ou de la liaison C2 ne compromettra pas la sécurité de la circulation au sol, du décollage ou de l'atterrissage.

11.7 Liaison C2

La liaison C2, une fois intégrée au système d'aéronef télépiloté, remplira sa fonction prévue dans toutes les conditions d'utilisation prévues. Les considérations relatives à la liaison C2 porteront notamment sur les éléments suivants :

a) un moyen de maintenir la liaison C2 durant les conditions d'utilisation prévisibles ;

b) un moyen de rétablir la liaison C2 en cas d'interruption temporaire ;

c) un moyen de poursuivre le vol et d'effectuer un atterrissage en sécurité dans l'éventualité où le RPAS entre en état de perte de la liaison C2 ;

d) la prise en compte des performances et des limites d'emploi de la liaison C2, conformément aux exigences du chapitre 7 de la présente partie ;

e) un moyen de suivre la performance et l'état de la liaison C2.

11.8 Système de détection et d'évitement, et autre équipement

Tout équipement expressément exigé pour l'utilisation d'un avion télépiloté, comme un système de détection et d'évitement, sera conforme aux normes du chapitre 6.

11.9 Équipement lié à la mission

L'installation d'équipements liés à la mission sur l'avion télépiloté sera prise en compte lors de la démonstration de la conformité aux exigences de la présente partie, pour montrer qu'elle ne nuit pas à la sécurité du vol de l'avion.

11.10 Sûreté

11.10.1 L'avion télépiloté sera conçu de telle manière que ses systèmes seront protégés contre un accès physique ou électronique non autorisé par des sources extérieures à l'avion, y compris durant les activités de maintenance.

11.10.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé de détecter et d'évaluer les menaces contre la sûreté et de mettre en place des stratégies d'atténuation des risques afin de protéger l'avion télépiloté contre les incidences néfastes sur la sécurité, la fonctionnalité et le maintien de la navigabilité.*

PARTIE IX. HÉLICOPTÈRES TÉLÉPILOTÉS (RPH)

Applicable à compter du 26 novembre 2026.

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Les normes de la présente partie sont applicables à tous les hélicoptères télépilotés pour lesquels une demande de certificat de type a été soumise aux autorités nationales compétentes le ou après le 26 novembre 2026.

Note 1.— Les dispositions de la présente partie appuient les SARP de l'Annexe 6, Partie 4, concernant l'exploitation des hélicoptères télépilotés.

Note 2.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

1.1.2 Le niveau de navigabilité défini dans les parties appropriées du règlement national complet et détaillé mentionné au § 1.2.1 de la partie II pour les hélicoptères télépilotés désignés au § 1.1.1 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.1.3 Sauf indication contraire, les normes s'appliqueront à l'hélicoptère télépiloté complet, y compris son groupe motopropulseur, ses rotors, ses systèmes et son équipement.

1.2 Limites d'emploi

1.2.1 Des limites d'emploi seront fixées pour l'hélicoptère télépiloté, son groupe motopropulseur, ses rotors, ses systèmes et son équipement (voir § 7.2). La conformité aux normes de la présente partie sera établie en admettant que l'hélicoptère télépiloté est utilisé dans les limites spécifiées. Les incidences, du point de vue de la sécurité, du dépassement de ces limites seront prises en compte.

1.2.2 Des valeurs limites applicables à tous les paramètres dont la variation peut compromettre la sécurité du vol de l'hélicoptère télépiloté, par exemple la masse, le centrage, la répartition du chargement, les vitesses, la température de l'air ambiant, l'altitude et les performances de la liaison C2, définiront les domaines à l'intérieur desquels il sera démontré que l'hélicoptère satisfait aux normes de la présente partie.

Note 1.— Les masses maximales d'utilisation et les centrages limites peuvent varier, par exemple avec l'altitude et les conditions d'utilisation qu'il est possible de considérer comme un ensemble distinct, tel que décollage, croisière, atterrissage.

Note 2.— Les masses maximales d'utilisation peuvent être limitées par l'application de normes de certification acoustique (voir Annexe 16 — Protection de l'environnement*, Volume I —* Bruit des aéronefs*, et Annexe 6 —* Exploitation technique des aéronefs, *Partie 4 —* Vols internationaux — Systèmes d'aéronefs télépilotés*).*

1.3 Particularités et caractéristiques susceptibles de compromettre la sécurité

Dans toutes les conditions d'utilisation prévues, l'hélicoptère télépiloté ne présentera ni particularité, ni caractéristique susceptible de compromettre la sécurité.

1.4 Vérification de la conformité au règlement applicable

La façon de démontrer la conformité au règlement applicable de navigabilité garantira que, dans chaque cas, la précision obtenue est telle qu'elle donne une assurance suffisante que l'hélicoptère télépiloté, ses éléments et son équipement sont conformes aux prescriptions, sûrs et qu'ils fonctionnent correctement dans les conditions d'utilisation prévues.

CHAPITRE 2. VOL

2.1 Généralités

2.1.1 La conformité aux normes du présent chapitre sera démontrée par des essais en vol ou par d'autres essais effectués sur un ou plusieurs hélicoptères télépilotés du type pour lequel le certificat de type est demandé, ou encore par des calculs (ou par d'autres méthodes) basés sur de tels essais, à condition que ces calculs (ou ces autres méthodes) donnent un niveau de navigabilité égal ou supérieur à celui qui serait obtenu par des essais directs.

2.1.2 Il sera démontré que l'hélicoptère télépiloté satisfait à chacune des normes pour toutes les combinaisons applicables de masse et de centrage de l'hélicoptère dans la gamme des conditions de chargement pour laquelle le certificat est demandé.

2.1.3 En cas de besoin, des configurations appropriées seront établies pour la détermination des performances dans les diverses phases de vol et pour l'étude des qualités de vol de l'hélicoptère télépiloté.

2.2 Performances

2.2.1 Des données suffisantes sur les performances de l'hélicoptère télépiloté seront établies et consignées dans le manuel de vol afin de fournir aux exploitants les renseignements nécessaires à la détermination de la masse totale de l'hélicoptère à partir des valeurs des paramètres d'exploitation propres au vol projeté pour que le vol puisse être effectué avec une garantie raisonnable que l'hélicoptère atteindra les performances minimales de sécurité.

2.2.2 La réalisation des performances consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté tiendra compte des performances humaines et, en particulier, elle n'exigera pas de l'équipe de télépilotage une habileté ou une attention exceptionnelles.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

2.2.3 Les performances consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté seront compatibles avec les dispositions du § 1.2.1 et avec les combinaisons logiquement possibles de l'équipement et des systèmes dont l'utilisation peut influer sur les performances.

2.2.4 Performances minimales

Aux masses maximales (voir § 2.2.7) de décollage et d'atterrissage ou d'amerrissage consignées dans le manuel de vol en fonction de l'altitude-pression et de la température en air calme de l'emplacement de décollage ou d'atterrissage ainsi que, pour l'exploitation sur plan d'eau, dans des conditions spécifiées en eau calme, l'hélicoptère télépiloté sera capable de réaliser des performances minimales prescrites respectivement aux § 2.2.5 et 2.2.6, sans considération d'obstacles ni de longueur d'aire d'approche finale et de décollage.

2.2.5 Décollage

a) Dans toutes les phases de décollage et de montée, les performances seront suffisantes pour garantir que, dans des conditions d'utilisation légèrement différentes des conditions idéales pour lesquelles les données sont consignées dans le manuel de vol (voir § 2.2.7), l'écart par rapport aux valeurs consignées ne sera pas excessif.

b) Hélicoptères télépilotés de catégorie A : en cas de défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision au décollage ou au-delà de ce point, l'hélicoptère sera capable de poursuivre le vol en sécurité, les moteurs restants étant utilisés dans les limites approuvées.

Note.— Les SARP applicables aux hélicoptères télépilotés qui reçoivent une assistance pendant le décollage figurent au § 11.3 de la présente partie.

2.2.6 Atterrissage

a) En cas de perte totale de puissance pendant la croisière normale, l'hélicoptère télépiloté pourra être posé en sécurité sur une surface d'atterrissage préparée, ou il sera possible d'activer le dispositif de récupération d'urgence de l'hélicoptère spécifié au chapitre 11 de la présente partie.

b) Hélicoptères télépilotés de catégorie A : à partir de la configuration d'atterrissage, en cas de défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision à l'atterrissage ou en deçà de ce point, l'hélicoptère télépiloté pourra poursuivre le vol en sécurité, les moteurs restants étant utilisés dans les limites approuvées.

Note.— Les SARP applicables aux hélicoptères télépilotés qui reçoivent une assistance pour la récupération à l'atterrissage figurent au § 11.4 de la présente partie.

2.2.7 Performances consignées dans le manuel de vol

2.2.7.1 Les données de performances seront déterminées et consignées dans le manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté comme suit pour les gammes de masse, d'altitude, de température et d'autres variables d'exploitation sur lesquelles doit porter la certification de l'hélicoptère télépiloté. Dans le cas d'amphibies, les conditions du plan d'eau et de force du courant seront incluses.

a) *Performances en vol stationnaire.* Les performances en vol stationnaire seront déterminées pour la situation « en effet de sol » et pour la situation « hors effet de sol », tous les moteurs étant en marche.

b) *Montée.* La vitesse ascensionnelle stabilisée, le ou les moteurs fonctionnant à la limite approuvée ou en deçà, sera établie.

c) *Enveloppe hauteur-vitesse.* S'il y a quelque combinaison que ce soit de hauteur et de vitesse avant (y compris en vol stationnaire) pour laquelle l'hélicoptère ne peut pas atterrir en sécurité en cas de panne du moteur le plus défavorable, l'autre ou les autres moteurs, le cas échéant, fonctionnant dans les limites approuvées, une enveloppe hauteur-vitesse sera établie.

d) *Distance au décollage — tous moteurs en fonctionnement.* Lorsqu'elle est exigée par les règles d'utilisation, la distance au décollage — tous moteurs en fonctionnement sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où l'hélicoptère atteint une vitesse spécifiée, jusqu'à la meilleure vitesse ascensionnelle (Vy), et une hauteur spécifiée au-dessus de la surface de décollage, tous les moteurs fonctionnant à la puissance de décollage nécessaire approuvée.

En outre, pour les hélicoptères télépilotés de catégorie A :

e) *Performances minimales.* Les performances minimales en montée seront établies à la fois pour le décollage et pour l'atterrissage.

f) *Point de décision au décollage.* Le point de décision au décollage sera le point de la phase de décollage qui sert à déterminer les performances au décollage et duquel, le moteur le plus défavorable étant hors de fonctionnement, il est possible soit d'exécuter un décollage interrompu, soit de poursuivre le décollage en sécurité.

g) *Distance nécessaire au décollage.* La distance nécessaire au décollage sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où, après une défaillance du moteur le plus défavorable au point de décision au décollage et les autres moteurs fonctionnant dans les limites approuvées, l'hélicoptère atteint la vitesse de sécurité au décollage (V_{TOSS}), une hauteur spécifiée au-dessus de la surface de décollage et une pente de montée positive. Si les procédures prévoient un vol arrière, la distance arrière sera incluse.

h) *Distance nécessaire pour le décollage interrompu.* La distance nécessaire pour le décollage interrompu sera la distance horizontale nécessaire entre le début du décollage et le point où l'hélicoptère télépiloté s'immobilise à la suite de la défaillance d'un moteur et de la décision d'interrompre le décollage, prise au point de décision au décollage.

i) *Trajectoire de décollage — pente de montée.* La trajectoire de décollage — pente de montée sera la pente de montée stabilisée pour la ou les configurations appropriées avec panne du moteur le plus défavorable, à partir de la fin de la distance nécessaire au décollage jusqu'à un point défini situé au-dessus de la surface de décollage.

j) *Montée avec moteur en panne.* La montée avec moteur en panne sera la vitesse verticale stabilisée avec panne du moteur le plus défavorable, les moteurs en fonctionnement étant utilisés à une puissance ne dépassant pas celle pour laquelle ils ont été certifiés.

k) *Point de décision à l'atterrissage.* Le point de décision à l'atterrissage sera le dernier point de la phase d'approche duquel, le moteur le plus défavorable étant hors de fonctionnement, il est possible soit d'atterrir, soit de remettre les gaz en sécurité.

l) *Distance nécessaire à l'atterrissage.* La distance nécessaire à l'atterrissage sera la distance horizontale nécessaire pour atterrir et s'immobiliser à une hauteur spécifiée au-dessus de la surface d'atterrissage à partir d'un point sur la trajectoire d'approche, le moteur le plus défavorable étant en panne.

2.2.7.2 **Recommandation.—** *Dans le cas des hélicoptères télépilotés qui reçoivent une assistance pour la récupération à l'atterrissage, les incidences des méthodes de récupération sur les performances consignées dans le manuel de vol devraient être prises en compte.*

Note.— Les SARP à ce sujet figurent aux § 11.3 et 11.4 de la présente partie.

2.3 Qualités de vol

2.3.1 L'hélicoptère télépiloté satisfera aux normes du § 2.3 à toute altitude inférieure ou égale à l'altitude maximale prévue correspondant au règlement applicable, à toutes les températures correspondant à cette altitude et pour lesquelles l'hélicoptère télépiloté est approuvé.

2.3.2 Manœuvrabilité et maniabilité

2.3.2.1 L'hélicoptère télépiloté sera manœuvrable et maniable dans toutes les conditions d'utilisation prévues ; il sera possible de passer progressivement d'une condition de vol à une autre (par exemple virages, glissades, changement de puissance motrice et changements de configuration de l'hélicoptère), sans que le télépilote ait à faire preuve d'une habileté ou d'une attention exceptionnelles, même en cas de défaillance subite d'un moteur quelconque. Un moyen ou une technique permettant de manœuvrer l'hélicoptère télépiloté avec sécurité sera établie pour toutes les phases de vol et toutes les configurations pour lesquelles des performances sont consignées dans le manuel de vol.

Note.— Cette norme a notamment pour but de prévoir le cas où le vol est effectué dans une atmosphère sans turbulence sensible et de garantir que les qualités de vol ne diminuent pas de façon excessive en air turbulent.

2.3.2.2 *Manœuvrabilité à la surface.* L'hélicoptère télépiloté sera manœuvrable sur le sol (ou sur l'eau) pendant la circulation à la surface, le décollage et l'atterrissage dans les conditions d'utilisation prévues.

2.3.2.3 *Manœuvrabilité au décollage.* L'hélicoptère télépiloté sera manœuvrable dans le cas de défaillance soudaine du moteur le plus défavorable en tout point du décollage, lorsque l'hélicoptère est manœuvré de la manière correspondant aux données de décollage consignées dans le manuel de vol.

2.3.3 Compensation

Les caractéristiques de compensation et de pilotage de l'hélicoptère télépiloté seront telles que l'attention exigée du télépilote et les efforts qu'il doit faire pour rester dans les conditions de vol voulues ne soient pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de cette attention et de ces efforts. En cas de mauvais fonctionnement des systèmes associés aux commandes de vol, il ne devra pas y avoir de dégradation sensible des caractéristiques de pilotage.

2.4 Stabilité et contrôle

2.4.1 Stabilité

La stabilité de l'hélicoptère télépiloté, compte tenu des autres caractéristiques de vol, des performances, de la résistance de la structure et des conditions d'utilisation les plus probables (par exemple configurations et gammes de vitesses), sera telle qu'elle permette de garantir que les efforts d'attention exigés du télépilote ne seront pas excessifs, compte tenu de la phase de vol considérée et de la durée de ces efforts. La stabilité de l'hélicoptère télépiloté ne sera cependant pas telle que le télépilotage demande un effort excessif ou que la sécurité de l'hélicoptère télépiloté risque d'être compromise par manque de maniabilité dans des cas d'urgence.

2.4.2 Autorotation

2.4.2.1 *Commande de régime rotor.* Les caractéristiques d'autorotation de l'hélicoptère télépiloté seront telles qu'elles permettront de commander le retour du régime du rotor dans les limites prescrites et de garder parfaitement la maîtrise de l'hélicoptère.

2.4.2.2 *Comportement de l'hélicoptère télépiloté à la suite d'une perte de puissance.* Le comportement de l'hélicoptère télépiloté après une perte de puissance ne sera pas tel qu'il soit difficile de rétablir rapidement le régime du rotor sans dépasser les limites de vitesse ou de résistance de l'hélicoptère.

2.4.2.3 *Vitesses d'autorotation.* Pour les hélicoptères télépilotés de catégorie A, il sera établi des vitesses pour les atterrissages en autorotation. Pour les autres hélicoptères télépilotés, il sera établi des vitesses d'autorotation recommandées pour chaque cas de distance maximale et de vitesse descensionnelle minimale.

2.4.3 Vibrations

L'hélicoptère télépiloté ne présentera pas de vibrations ou de buffeting susceptibles d'en gêner la maîtrise.

2.4.4 Résonance au sol

L'hélicoptère télépiloté n'aura aucune tendance dangereuse à osciller sur le sol quand le rotor tourne.

CHAPITRE 3. STRUCTURES

3.1 Généralités

La structure de l'hélicoptère télépiloté sera conçue et construite de façon à empêcher une défaillance dangereuse ou catastrophique pendant toute sa durée de vie utile. Des instructions d'entretien et de réparation de la structure visant le même but seront fournies.

Note.— La structure englobe la cellule, le train d'atterrissage, le système de commande, les pales et la tête de rotor, le pylône de rotor et les surfaces portantes auxiliaires.

3.2 Masse et répartition de masse

Sauf indications contraires, toutes les normes relatives à la structure seront satisfaites pour la gamme de masses applicable et pour la répartition de masse la plus défavorable dans les limites d'emploi pour lesquelles le certificat est demandé.

3.3 Charges limites

Sauf indications contraires, les charges extérieures et les charges d'inertie correspondantes, ou les réactions résultant des divers cas de charge prescrits aux § 3.7, 3.8 et 3.9, seront considérées comme des charges limites.

3.4 Résistance et déformation

Pour les divers cas de charge prescrits aux § 3.7, 3.8 et 3.9, aucune partie de la structure de l'hélicoptère télépiloté ne subira de déformation dangereuse sous toute charge inférieure ou égale à la charge limite ; la structure de l'hélicoptère télépiloté sera capable de supporter la charge ultime.

3.5 Vitesses

3.5.1 Vitesses de calcul

Il sera procédé à la détermination des vitesses de calcul qui correspondent aux charges de manœuvre et aux charges de rafale, définies au § 3.7, pour lesquelles la structure de l'hélicoptère télépiloté est calculée.

3.5.2 Vitesses limites

Des vitesses limites, établies à partir des vitesses de calcul correspondantes affectées s'il y a lieu de marges de sécurité, comme il est prévu au § 1.2.1, seront indiquées dans le manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté parmi les limites d'emploi (voir § 7.2.3).

Lorsque les limites de vitesse sont fonction de la masse, de la répartition de masse, de l'altitude, du régime du rotor, de la puissance et d'autres facteurs, les limites de vitesse seront établies sur la base de la combinaison critique de ces facteurs.

3.6 Limites de vitesse de rotation des rotors principaux

Il sera établi une gamme de régimes des rotors principaux :

a) de manière à assurer, moteurs en fonctionnement, une marge suffisante pour tolérer les variations de régime rotor se produisant au cours d'une manœuvre justifiée quelconque, et compatible avec le genre de régulateur ou de synchroniseur utilisé ;

b) de manière à permettre, moteurs hors de fonctionnement, d'effectuer toute manœuvre d'autorotation justifiée dans toutes les plages de vitesses et de masses pour lesquelles la certification est demandée.

3.7 Charges

3.7.1 Les cas de charges prévus aux § 3.7, 3.8 et 3.9 tiendront compte des gammes de masses et de répartition de masse prescrites au § 3.2, des gammes de régimes de rotor principal établies en application du § 3.6 et des vitesses établies en application du § 3.5.1. Il sera tenu compte des cas de charges dissymétriques aussi bien que des cas de charges symétriques. La répartition des charges aérodynamiques, des charges d'inertie et des autres charges résultant des cas spécifiés sera sensiblement identique à la répartition correspondant aux conditions réelles, ou plus défavorable que cette dernière compte tenu de toutes les conditions d'exploitation prévues.

3.7.2 Charges de manœuvre

Les charges de manœuvre seront calculées à partir des facteurs de charge de manœuvre correspondant aux manœuvres admissibles dans le cadre des limites d'emploi. Elles ne seront pas inférieures aux valeurs que l'expérience permet de juger satisfaisantes pour les conditions d'utilisation prévues.

3.7.3 Charges de rafale

Les charges de rafale seront calculées pour des rafales verticales et horizontales caractérisées par une vitesse qui corresponde de façon satisfaisante, d'après les statistiques et autres renseignements, aux conditions d'utilisation prévues.

3.8 Charges au sol et charges à flot

3.8.1 La structure sera capable de supporter toutes les charges résultant des réactions du sol ou du plan d'eau, selon le cas, qui se produisent pendant le démarrage, la circulation à la surface, l'envol, la prise de contact et le freinage du rotor.

3.8.2 Cas d'atterrissage

Les cas d'atterrissage à la masse maximale au décollage certifiée et à la masse maximale à l'atterrissage certifiée feront intervenir l'assiette de l'hélicoptère télépiloté (symétrique ou dissymétrique) au moment du contact avec la surface, les vitesses

de descente, et tous autres facteurs dont dépendent les charges imposées à la structure, et qui pourraient se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.9 Charges diverses

Outre l'étude des charges de manœuvre, des charges de rafale et des charges au sol ou à flot, ou concurremment avec cette étude, on étudiera toutes les autres charges (charges sur les commandes de vol, efforts exercés par le pilote, couple moteur, charges résultant des changements de configuration, charges externes, etc.) susceptibles de se produire dans les conditions d'utilisation prévues.

3.10 Résistance à la fatigue

La résistance et la technique de construction de la structure de l'hélicoptère télépiloté seront de nature à empêcher une rupture catastrophique à la fatigue de la structure sous l'effet des charges répétées et des vibrations dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera tenu compte de la détérioration due à l'environnement, des dommages accidentels et des autres défaillances probables.

3.11 Facteurs spéciaux

Les éléments (c'est-à-dire moulages, roulements ou raccords) dont la résistance est sujette à variation en raison des processus de fabrication, d'une détérioration en service ou de toute autre cause seront pris en compte au moyen d'un facteur approprié.

CHAPITRE 4. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

4.1 Généralités

4.1.1 Les détails de conception et de construction garantiront de manière suffisante que tous les éléments de l'hélicoptère télépiloté fonctionneront de façon efficace et sûre dans les conditions d'utilisation prévues. Ces détails reposeront sur des méthodes qui se sont révélées satisfaisantes à l'expérience, ou qui ont été vérifiées par des essais spéciaux, par des recherches, ou par une combinaison d'essais et de recherches. De plus, ils tiendront compte des principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

4.1.2 Vérification des parties mobiles

Le bon fonctionnement de toutes les parties mobiles essentielles à la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère télépiloté sera démontré, afin de garantir que ces parties mobiles fonctionneront correctement dans toutes les conditions d'utilisation.

4.1.3 Matériaux

Tous les matériaux utilisés dans les parties de l'hélicoptère télépiloté qui sont essentielles à la sécurité d'utilisation seront conformes à des spécifications approuvées. Les spécifications approuvées seront telles que tout matériau reconnu conforme auxdites spécifications aura effectivement les propriétés essentielles qui sont admises dans le calcul.

4.1.4 Méthodes de construction

Les méthodes de construction et de montage devront permettre d'obtenir une structure de qualité homogène, dont la résistance en service pourra être maintenue de façon sûre.

4.1.5 Protection

La structure sera protégée contre tout phénomène susceptible de la détériorer ou d'amoindrir sa résistance en service (intempéries, corrosion, abrasion ou autre phénomène) dont les effets pourraient passer inaperçus, compte tenu de l'entretien qui sera assuré.

4.1.6 Visites

Des dispositions seront prises pour permettre toute visite, tout remplacement ou toute réparation nécessaires des éléments de l'hélicoptère télépiloté qui doivent faire l'objet de ces opérations, soit périodiquement, soit à la suite de vols dans des conditions exceptionnellement dures.

4.1.7 Parties critiques

Toutes les parties critiques de l'hélicoptère télépiloté seront identifiées, et il sera établi des procédures pour faire en sorte que le niveau nécessaire d'intégrité des parties critiques soit contrôlé pendant leur conception, leur fabrication et leur durée de vie utile.

4.2 Caractéristiques de conception des systèmes

Une attention particulière sera accordée aux caractéristiques de conception qui influent sur l'aptitude de l'équipe de télépilotage à garder la maîtrise de l'hélicoptère télépiloté en vol. Ces caractéristiques comprendront au moins les éléments suivants :

a) *Commandes et timoneries.* Les commandes et timoneries seront conçues de manière à réduire au minimum les risques de coincement, de manœuvre involontaire et d'enclenchement intempestif des dispositifs de verrouillage des commandes.

1) chaque commande et timonerie fonctionnera avec la facilité, la douceur et l'efficacité convenant à sa fonction ;

2) chaque élément de chaque timonerie sera conçu ou marqué de façon particulière et permanente afin de réduire au minimum la probabilité de tout montage incorrect pouvant occasionner le mauvais fonctionnement de la timonerie ;

3) à l'intérieur de la plage de réglage disponible au télépilote, la timonerie n'exercera pas de charges dangereuses sur l'hélicoptère télépiloté et ne provoquera pas d'écarts dangereux par rapport à la trajectoire de vol, dans toutes les conditions de vol convenant à l'utilisation de l'hélicoptère, en exploitation normale ou en cas d'anomalie de fonctionnement, en supposant que les mesures correctrices sont amorcées dans un délai raisonnable. Lorsque des timoneries multiples sont installées, les conditions de défaillance ultérieures seront prises en compte en séquence à moins qu'il ne soit montré que leur occurrence est extrêmement improbable ;

b) *Vision du pilote.* Les éléments de conception relatifs à la vision du télépilote, s'ils sont mis en œuvre sur l'hélicoptère télépiloté, permettront, en conditions normales et en cas de pluie modérée, une vision suffisante pour la conduite normale de l'hélicoptère et l'exécution des approches et atterrissages comme il a été prévu dans la conception pour assurer la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère.

c) *Urgences.* L'hélicoptère télépiloté sera doté de moyens empêchant automatiquement les urgences résultant de défaillances prévisibles de l'équipement, des systèmes, de la liaison C2 ou du poste de télépilotage qui sont susceptibles de compromettre la sécurité, ou permettant à l'équipe de télépilotage de faire face à de telles urgences. Des dispositions suffisantes seront prises pour que les fonctions essentielles continuent d'être assurées suite à une défaillance de moteur ou de systèmes, dans la mesure où les performances et les limites d'emploi spécifiées dans la présente Annexe et l'Annexe 6, Partie 4, couvrent le cas de défaillances.

d) *Précautions contre l'incendie.* L'hélicoptère télépiloté sera doté de moyens de protection incendie suffisants.

4.3 Vibrations aéroélastiques

Chaque surface aérodynamique de l'hélicoptère télépiloté sera exempte de vibrations aéroélastiques dans chaque condition justifiée de vitesse et de puissance.

4.4 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

4.4.1 La métallisation et la protection contre la foudre et l'électricité statique seront telles qu'elles :

a) protègent l'hélicoptère télépiloté, ses systèmes et les personnes qui entrent en contact avec l'hélicoptère au sol ou sur l'eau contre les effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

4.4.2 L'hélicoptère télépiloté sera aussi protégé contre les effets catastrophiques de la foudre. Il sera dûment tenu compte des matériaux utilisés dans la construction de l'hélicoptère.

4.5 Manutention à la surface

Lors de la conception de l'hélicoptère télépiloté, des dispositions appropriées seront prises pour réduire au minimum les risques de dégâts que les opérations normales de manutention à la surface (par exemple remorquage, levage) pourraient faire subir aux éléments de l'hélicoptère qui sont essentiels à la sécurité d'utilisation, dégâts qui pourraient passer inaperçus. Il pourrait être tenu compte des précautions prescrites dans les instructions et règlements relatifs à ces opérations.

CHAPITRE 5. ROTORS ET GROUPES MOTOPROPULSEURS

5.1 Moteurs

Les normes de la partie VI de la présente Annexe s'appliqueront à chaque moteur utilisé sur un hélicoptère télépiloté comme groupe de propulsion primaire.

5.2 Rotors et installation motrice

5.2.1 Généralités

L'installation motrice et les rotors seront conformes aux normes du chapitre 4 et du § 5.2.

5.2.2 Conception, construction et fonctionnement

a) Les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants, avec leurs accessoires, seront conçus et réalisés de manière que leur fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues, lorsqu'ils sont convenablement adaptés aux moteurs et installés sur l'hélicoptère télépiloté conformément aux dispositions du présent chapitre.

b) Dans le cas des hélicoptères télépilotés certifiés en fonction de la norme de catégorie A, les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants feront l'objet d'une évaluation pour vérifier qu'ils fonctionnent de façon sûre dans toute la gamme de conditions d'utilisation. Si l'évaluation établit la possibilité d'une défaillance susceptible d'empêcher la poursuite du vol ou l'atterrissage en sécurité de l'hélicoptère télépiloté, des moyens seront prescrits pour réduire au minimum la probabilité d'une telle défaillance.

5.2.3 Déclaration des puissances homologuées, des conditions d'utilisation et des limites d'emploi

Les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi prévues pour les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants seront déclarées.

a) *Limites maximale et minimale de régime des rotors*. Les régimes maximaux et minimaux des rotors, moteurs arrêtés et moteurs en marche, seront définis. Tout paramètre de pilotage (par exemple la vitesse anémométrique) qui influe sur ces régimes maximaux ou minimaux sera déclaré.

b) *Avertissements d'insuffisance de régime rotor — Hélicoptères télépilotés monomoteurs et hélicoptères télépilotés multimoteurs non dotés d'un dispositif approuvé d'augmentation automatique de la puissance en cas de panne de moteur.* Lorsqu'un hélicoptère télépiloté approche d'une limite de régime rotor, moteurs en fonctionnement ou non, des avertissements nets et distincts seront donnés au télépilote. Les avertissements ou les caractéristiques initiales de la situation en question seront tels qu'ils permettront au télépilote ou au système d'empêcher que celle-ci ne se développe dès que l'avertissement commence, de ramener le régime rotor dans les limites normales prescrites et de garder pleinement la maîtrise de l'hélicoptère télépiloté.

5.2.4 Essais

Les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants subiront avec succès les essais nécessaires pour vérifier que leur fonctionnement sera satisfaisant et sûr dans le domaine défini par les puissances homologuées, les conditions d'utilisation et les limites d'emploi déclarées. Les essais comporteront au moins les épreuves suivantes :

a) *Fonctionnement.* Des essais seront effectués pour vérifier que la résistance et les caractéristiques de vibration sont satisfaisantes, et pour démontrer le fonctionnement normal et sûr des mécanismes de changement et de régulation de pas ainsi que des mécanismes de mise en roue libre.

b) *Endurance.* Des essais d'une durée suffisante seront effectués en prenant pour la puissance, les régimes moteur et rotor, et autres conditions d'utilisation les valeurs qui sont nécessaires pour montrer la sûreté de fonctionnement et l'endurance des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants.

5.2.5 Conformité aux limites d'emploi des moteurs, des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants

L'installation motrice sera conçue de façon que les moteurs, les rotors et les systèmes d'entraînement correspondants puissent fonctionner de façon fiable dans les conditions d'utilisation prévues. Dans les conditions fixées par le manuel de vol pertinent, l'hélicoptère télépiloté pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi des moteurs, des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants, conformément aux dispositions du présent chapitre et à de la partie VI.

5.2.6 Contrôle de la rotation du moteur

Dans le cas des hélicoptères télépilotés certifiés en fonction de la norme de catégorie A, si, après défaillance d'un moteur, la rotation de ce moteur peut augmenter le risque d'incendie ou de rupture grave de la structure, un moyen sera prévu pour arrêter, en vol, la rotation du moteur défaillant ou pour réduire la vitesse de rotation à une valeur compatible avec la sécurité.

5.2.7 Redémarrage des moteurs

Dans le cas des hélicoptères télépilotés certifiés en fonction de la norme de catégorie A, un moyen sera prévu pour redémarrer un moteur en vol à toute altitude inférieure ou égale à une altitude maximale déclarée.

5.2.8 Disposition et fonctionnement

5.2.8.1 *Indépendance des moteurs et des accessoires.* Dans le cas des hélicoptères télépilotés de catégorie A, les moteurs et leurs accessoires seront disposés et isolés les uns des autres de manière à permettre, dans au moins une configuration, un fonctionnement tel qu'une panne ou une anomalie d'un moteur, ou d'un accessoire qui peut perturber le fonctionnement d'un moteur :

a) n'empêchera pas l'autre ou les autres moteurs de continuer à fonctionner en toute sécurité ; ou

b) n'exigera pas une intervention immédiate autre qu'une intervention normale du télépilote pour assurer la sécurité du fonctionnement.

5.2.8.2 *Vibrations des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants.* Les contraintes de vibrations des rotors et des systèmes d'entraînement correspondants seront déterminées et ne dépasseront pas les valeurs qui se sont avérées sûres pour le fonctionnement dans les limites d'emploi établies pour l'hélicoptère télépiloté.

5.2.8.3 *Refroidissement*. Le circuit de refroidissement sera capable de maintenir la température des éléments et des fluides du groupe motopropulseur dans les limites fixées (voir § 5.2.5), à toutes les températures ambiantes approuvées pour l'utilisation de l'hélicoptère télépiloté. Les températures ambiantes maximale et minimale pour lesquelles il a été montré que le groupe motopropulseur peut fonctionner seront consignées dans le manuel de vol.

5.2.8.4 *Accessoires.* Les circuits de carburant, les circuits d'huile, les collecteurs d'admission et les autres circuits associés au groupe motopropulseur et au(x) rotor(s) seront capables d'alimenter chacun de ces éléments conformément aux spécifications établies pour toutes les conditions qui influent sur le fonctionnement des circuits (par exemple réglage de puissance du moteur, assiette et accélération, conditions atmosphériques, température des fluides) dans les conditions d'utilisation prévues.

5.2.8.5 *Protection contre l'incendie*. Pour les zones du groupe motopropulseur particulièrement exposées au risque d'incendie en raison de la présence de matières combustibles au voisinage d'éléments susceptibles d'enflammer ces matières, les normes ci-après compléteront la norme générale du § 4.2, alinéa d) :

a) *Isolement.* Ces zones seront isolées, au moyen de matériaux résistants au feu, des autres zones de l'hélicoptère télépiloté où un incendie risquerait de compromettre soit la poursuite du vol ou l'atterrissage (hélicoptères télépilotés de catégorie A), soit l'atterrissage (autres hélicoptères télépilotés) ; il sera tenu compte des points d'origine et des voies de propagation probables de l'incendie.

b) *Fluides inflammables.* Les éléments des circuits de fluides inflammables situés dans ces zones seront résistants au feu. Le drainage de chaque zone sera prévu, pour réduire au minimum les dangers découlant de la défaillance de tout élément contenant des fluides inflammables. L'hélicoptère télépiloté sera doté de moyens permettant, en cas d'incendie, d'arrêter l'écoulement de fluides inflammables dans ces zones. S'il y a des sources de fluide inflammable dans ces zones, l'ensemble du système connexe qui s'y trouve également, y compris ses supports, sera à l'épreuve du feu ou protégé contre les effets du feu.

c) *Détecteurs d'incendie.* Dans le cas des installations motrices, des détecteurs d'incendie en nombre suffisant seront installés et disposés de manière à assurer la détection rapide de tout incendie qui pourrait se déclarer dans ces zones.

CHAPITRE 6. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

6.1 Généralités

6.1.1 L'hélicoptère télépiloté sera doté de l'équipement et des systèmes approuvés, notamment des systèmes de guidage et de gestion de vol qui sont nécessaires à la sécurité de la conduite de l'hélicoptère dans les conditions d'utilisation prévues. Il sera également doté de l'équipement nécessaire permettant à l'équipe de télépilotage de faire fonctionner l'hélicoptère en respectant les limites d'emploi. La conception de l'équipement tiendra compte des principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les utilisations dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, Partie 4, prescrit l'installation d'équipement en sus du minimum exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité. Les systèmes font l'objet de la Partie X — Poste de télépilotage (RPS) *de la présente Annexe*.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

6.1.2 La conception de l'équipement et des systèmes exigés au § 6.1.1 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe, dans le cas des hélicoptères télépilotés de catégorie A, une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils accomplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électromagnétique entre eux est réduit au minimum.

Note.— Le processus d'évaluation de la sécurité du système porte également sur l'intégration du poste de télépilotage et sur la spécification de la liaison C2. Voir aussi le § 10.3.3 de la présente partie.

6.1.3 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipe de télépilotage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes du poste de télépilotage et des systèmes de l'hélicoptère télépiloté et permettre l'application de mesures correctrices, automatiquement ou par l'équipe de télépilotage.

6.1.4 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de façon à pouvoir fournir les charges nécessaires en fonctionnement normal et de manière telle qu'aucune panne ou anomalie simple ne risque de l'empêcher de fournir les charges essentielles à la sécurité du vol.

6.1.5 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui satisfait aux spécifications de la présente partie, notamment celles du § 6.1.2, alinéas a) et b).

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

6.2 Installation

L'installation des instruments et de l'équipement satisfera aux normes du chapitre 4.

6.3 Feux de position et feux anticollision

6.3.1 Les feux qui, conformément à l'Annexe 2 — *Règles de l'air*, doivent être allumés quand l'hélicoptère télépiloté est en vol ou se déplace sur l'aire de mouvement d'un aérodrome auront les intensités, les couleurs, les secteurs de couverture et autres caractéristiques tels qu'ils donnent aux pilotes des autres aéronefs, aux télépilotes des autres aéronefs télépilotés ou au personnel au sol le plus de temps possible pour les interpréter et exécuter la manœuvre ultérieure nécessaire pour éviter un abordage ou une collision. Dans la conception de ces feux, il sera tenu dûment compte des conditions dans lesquelles on peut raisonnablement s'attendre à ce qu'ils jouent ce rôle.

Note.— Il est probable que les feux seront vus sur une diversité d'arrière-plans tels qu'un éclairage urbain typique, un ciel de nuit clair et étoilé, un plan d'eau éclairé par la lune et dans des conditions diurnes de faible luminance de fond. En outre, des situations propices à un abordage sont plus à risque de se produire dans les régions de contrôle terminal, où les aéronefs manœuvrent aux niveaux de vol intermédiaires et inférieurs à des vitesses de rapprochement qui, en principe, ne dépassent pas 900 km/h (500 kt).

6.3.2 Les feux des hélicoptères télépilotés seront disposés de façon à réduire au minimum le risque de gêner le fonctionnement de quelque capteur requis que ce soit.

Note.— Afin d'éviter les effets en question au § 6.3.2, il sera nécessaire, dans certains cas, de fournir au télépilote les moyens de régler l'intensité des feux à éclats.

6.4 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques de l'hélicoptère télépiloté, en particulier les systèmes critiques et essentiels pour le vol, seront dûment protégés contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes et externes.

6.5 Protection givrage

Si la certification pour le vol en conditions givrantes est demandée, il sera démontré que l'hélicoptère télépiloté est capable de fonctionner en toute sécurité dans les conditions givrantes qui sont susceptibles de survenir dans tous les environnements d'utilisation prévus.

CHAPITRE 7. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

7.1 Généralités

Les limites d'emploi à l'intérieur desquelles la conformité aux normes de la présente Annexe est établie ainsi que tous autres renseignements nécessaires à la sécurité d'utilisation de l'hélicoptère télépiloté seront portés à la connaissance des intéressés au moyen du manuel de vol, au moyen de repères et de plaques indicatrices, et par tous autres procédés qui peuvent efficacement remplir le même rôle.

7.2 Limites d'emploi

7.2.1 Les limites d'emploi qui pourraient être dépassées en vol et qui sont définies quantitativement seront exprimées dans les unités appropriées. Au besoin, elles intégreront une correction visant à prendre en compte les erreurs de mesure, afin que l'équipe de télépilotage puisse, par simple lecture des instruments dont il dispose, déterminer le moment où ces limites sont atteintes.

7.2.2 Limites relatives au chargement

Les limites relatives au chargement comprendront toutes les limites de masse, de centrage, de répartition de masse et de charges appliquées au plancher (voir § 1.2.2).

7.2.3 Limites relatives aux vitesses

Les limites relatives aux vitesses comprendront toutes les valeurs qui sont limites (voir § 3.5.2) du point de vue de la solidité de la structure, des qualités de vol de l'hélicoptère télépiloté ou d'autres points de vue. Ces vitesses seront données en fonction de la configuration de l'hélicoptère et des autres éléments appropriés.

7.2.4 Limites relatives au groupe motopropulseur

Les limites relatives au groupe motopropulseur comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments du groupe motopropulseur de l'hélicoptère télépiloté (voir § 5.2.5 et 5.2.8.3).

7.2.5 Limites relatives aux rotors

Les limites relatives aux régimes des rotors comprendront les régimes minimaux et maximaux des rotors avec moteurs arrêtés (autorotation) et moteurs en marche.

7.2.6 Limites relatives à l'équipement et aux systèmes

Les limites relatives à l'équipement et aux systèmes comprendront toutes les limites qui sont établies pour les divers éléments d'équipement et de systèmes installés sur l'hélicoptère télépiloté.

7.2.7 Limites d'emploi diverses

Les limites d'emploi diverses comprendront toutes les limites nécessaires portant sur les conditions jugées susceptibles de compromettre la sécurité de l'hélicoptère télépiloté (voir § 1.2.1).

7.2.8 Limites relatives à l'équipe de télépilotage

Les limites relatives à l'équipe de télépilotage comprendront l'effectif minimal nécessaire pour utiliser l'hélicoptère télépiloté.

Note.— Les cas exigeant un effectif supérieur à l'équipe de télépilotage minimale sont définis dans l'Annexe 6, Partie 4.

7.3 Utilisation — Renseignements et procédures

7.3.1 Utilisations admissibles

On dressera la liste des types particuliers d'utilisation auxquels l'hélicoptère télépiloté a été reconnu apte en vertu de sa conformité au règlement applicable de navigabilité.

7.3.2 Renseignements sur le chargement

Les renseignements sur le chargement comprendront la masse à vide de l'hélicoptère télépiloté (avec indication de l'état de l'hélicoptère au moment de la pesée), le centrage correspondant, les points de référence et les lignes de référence auxquelles sont rapportés les centrages limites.

Note.— Habituellement, les masses de la charge payante et de la réserve de carburant utilisable ne sont pas comprises dans la masse à vide ; celle-ci comprend, par contre, tout le lest fixe, la quantité de carburant non utilisable, la quantité totale d'huile, de fluide de refroidissement des moteurs et de fluide hydraulique.

7.3.3 Procédures d'utilisation

On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres à l'hélicoptère télépiloté considéré et essentielles à la sécurité d'utilisation. Ces renseignements comprendront les procédures à suivre en cas de défaillance d'un ou de plusieurs moteurs.

7.3.4 Renseignements sur le pilotage

Des renseignements suffisants seront donnés sur toutes les caractéristiques importantes ou inhabituelles de l'hélicoptère télépiloté.

7.4 Renseignements sur les performances

Les performances de l'hélicoptère télépiloté seront consignées dans le manuel de vol conformément aux dispositions du § 2.2. Ces données comprendront des renseignements sur les diverses configurations et puissances envisagées et sur les vitesses correspondantes, ainsi que les renseignements susceptibles de faciliter à l'équipe de télépilotage l'obtention des performances consignées.

7.5 Manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté

Un manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté sera disponible. Ce manuel identifiera clairement l'hélicoptère télépiloté ou la série d'hélicoptères télépilotés auxquels il s'applique. Dans le manuel de vol seront au moins consignés les limites d'emploi, les renseignements et les procédures spécifiés aux § 7.2, 7.3 et 7.4 de la présente partie et dans la partie X de la présente Annexe.

7.6 Repères et plaques indicatrices

Des repères et des plaques indicatrices ou des instructions donneront au personnel au sol tout renseignement essentiel pour éviter, durant la circulation au sol, le décollage, l'atterrissage, l'arrêt des moteurs et les opérations de service au sol (remorquage, avitaillement, etc.), des erreurs qui pourraient passer inaperçues et compromettre la sécurité des vols ultérieurs de l'hélicoptère télépiloté et celle du personnel au sol.

7.7 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

7.7.1 Généralités

Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien de l'hélicoptère télépiloté en état de navigabilité seront mis à la disposition des intéressés. Ces renseignements comprendront les éléments décrits aux § 7.7.2, 7.7.3 et 7.7.4.

7.7.2 Renseignements relatifs à la maintenance

Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description de l'hélicoptère télépiloté et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le transport, le remisage et l'assemblage de l'hélicoptère ainsi que sur le diagnostic des défectuosités.

7.7.3 Renseignements relatifs au programme de maintenance

Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

Note.— L'élaboration de renseignements préliminaires relatifs au programme de maintenance au moment de la certification de type de l'hélicoptère télépiloté peut tirer parti du processus de la Commission de révision de maintenance (MRB) *ou processus d'élaboration d'instructions pour le maintien de la navigabilité.*

7.7.4 Prescriptions de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type

Les prescriptions de maintenance obligatoires spécifiées par l'État de conception dans le cadre de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance indiqués au § 7.7.3.

Note.— Les prescriptions obligatoires établies dans le cadre de l'approbation de la conception de type sont souvent appelées spécifications de maintenance pour la certification (CMR) ou limitations de navigabilité.

7.8 Renseignements relatifs à la liaison C2

Des renseignements suffisants seront donnés sur toute liaison C2 pertinente, en ce qui concerne la configuration, l'exploitation, les performances, les procédures d'urgence et les limites d'emploi.

CHAPITRE 8. RÉSERVÉ

[À rédiger.]

CHAPITRE 9. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

9.1 Généralités

La conception de l'hélicoptère télépiloté sera telle qu'elle permet l'exploitation en sécurité dans les limites de performance de ceux qui le font fonctionner ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine étant souvent le point faible dans un environnement opérationnel, il faut s'assurer que l'hélicoptère télépiloté puisse être maîtrisé dans toutes les phases du vol (y compris en cas de dégradation due à des défaillances).

9.2 Équipe de télépilotage

9.2.1 La conception de l'hélicoptère télépiloté sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'hélicoptère par l'équipe de télépilotage. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie des membres de l'équipe de télépilotage, à la mesure des limites inscrites sur leurs licences. Il sera également tenu compte des diverses conditions d'utilisation prévues de l'hélicoptère télépiloté dans son environnement, y compris le fonctionnement dégradé par des défaillances.

9.2.2 La charge de travail imposée à l'équipe de télépilotage par la conception de l'hélicoptère télépiloté sera raisonnable dans toutes les phases de vol. Il sera tenu compte en particulier des phases critiques du vol et des événements critiques auxquels on peut raisonnablement s'attendre pendant la durée de vie de l'hélicoptère télépiloté, comme une panne de moteur.

Note.— La charge de travail peut être influencée à la fois par des facteurs cognitifs et par des facteurs physiologiques.

9.3 Ergonomie

Lors de la conception de l'hélicoptère télépiloté, il sera tenu compte des principes d'ergonomie, lorsqu'il y a lieu, et notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) maintenabilité ;

d) transport, remisage et assemblage/désassemblage.

CHAPITRE 10. INTÉGRATION DU POSTE DE TÉLÉPILOTAGE

10.1 Généralités

10.1.1 Les normes de la présente partie s'appliqueront à chaque poste de télépilotage utilisé pour la conduite de l'hélicoptère télépiloté.

10.1.2 Le poste de télépilotage sera compatible avec le type de l'hélicoptère télépiloté et adapté à l'utilisation envisagée.

10.2 Intégration

10.2.1 *Conformité aux limites d'emploi du poste de télépilotage.* L'hélicoptère télépiloté sera conçu de façon que le poste de télépilotage puisse remplir de manière satisfaisante et fiable ses fonctions prévues, dans les conditions d'utilisation prévues, lorsqu'il est connecté à l'hélicoptère télépiloté. Dans les conditions fixées par le manuel de vol, l'hélicoptère télépiloté pourra être utilisé sans dépasser les limites d'emploi fixées pour le poste de télépilotage conformément aux dispositions du présent chapitre et de la partie X.

10.2.2 *Essais d'intégration.* L'hélicoptère télépiloté subira avec succès des essais utilisant tous les types approuvés de poste de télépilotage qui sont nécessaires pour vérifier la validité des conditions et des limites déclarées et s'assurer que le poste de télépilotage fonctionnera de manière satisfaisante et fiable lorsqu'il utilise quelque liaison C2 spécifiée et les prestataires de service de communication par liaison C2 que ce soit comme il est spécifié dans les conditions d'utilisation prévues.

10.3 Commandes et informations

10.3.1 Le poste de télépilotage sera intégré de façon à permettre la commande en temps opportun de l'hélicoptère télépiloté, selon les besoins pour assurer la sécurité et l'efficacité de la conduite par l'équipe de télépilotage. Il sera tenu compte au moins de ce qui suit :

a) traitement des données transmises par l'hélicoptère télépiloté, concernant :

— l'assiette, l'altitude, la position, le cap, la vitesse, la vitesse verticale, les informations de virage ;

— le groupe motopropulseur ;

— la détection et l'évitement ;

— les conditions météorologiques ;

— la vitesse du rotor ;

— l'état et les performances de la liaison C2 conformément aux SARP définies dans les sections de l'Annexe 10 applicables aux systèmes d'aéronef télépiloté ;

— l'état des systèmes automatisés, notamment l'état de perte de la liaison C2 ;

b) commande de l'hélicoptère télépiloté dans les conditions d'utilisation prévues ;

c) conduite du groupe motopropulseur conformément aux dispositions du chapitre 5 de la présente partie ;

d) informations sur la QoSD prévue dans la zone géographique de vol sur la base de la QoSR et de la spécification de la liaison C2 ;

e) état des systèmes automatisés, notamment dépassements ou dysfonctionnements des commandes de vol.

10.3.2 Toutes les informations requises seront transmises au poste de télépilotage pour que l'équipe de télépilotage puisse conduire avec sécurité et efficacité l'hélicoptère télépiloté (par exemple fixer ou surveiller les paramètres de vol, de navigation et du groupe motopropulseur), en utilisant la liaison C2 et les prestataires de service de communication spécifiés, quels qu'ils soient, dans les conditions d'utilisation prévues. Ces informations proviendront entre autres des instruments et de l'équipement nécessaires pour permettre à l'équipe de télépilotage de faire fonctionner l'hélicoptère télépiloté dans les limites d'emploi fixées. La conception de ces instruments et équipement respectera les principes des facteurs humains.

Note 1.— Pour les utilisations dans certaines conditions ou sur certains types de routes, l'Annexe 6, Partie 4, prescrit l'installation d'instruments et d'équipement en sus du minimum exigé pour la délivrance du certificat de navigabilité.

Note 2.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

10.3.3 La conception des instruments, de l'équipement et des systèmes exigés au § 10.3.2 et leur installation seront telles :

a) qu'il existe une relation inverse entre la probabilité d'une défaillance et la gravité de son incidence, relation qui aura été déterminée par un processus d'évaluation de la sécurité du système ;

b) qu'ils remplissent leurs fonctions prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues ;

c) que le brouillage électromagnétique entre eux est réduit au minimum.

10.3.4 Des moyens seront prévus pour avertir l'équipe de télépilotage de conditions d'utilisation dangereuses des systèmes et pour lui permettre de prendre des mesures correctrices.

10.3.5 Des repères et des plaques indicatrices disposés sur les instruments, l'équipement, les commandes, etc., indiqueront les limites d'emploi ou les renseignements sur lesquels il est jugé nécessaire d'appeler l'attention de l'équipe de télépilotage pendant le vol.

10.4 Liaison C2

10.4.1 L'architecture des systèmes de l'hélicoptère télépiloté et du poste de télépilotage sera compatible avec toute liaison C2 spécifiée et tout service fourni par les prestataires de service de communication comme il est spécifié pour permettre la conduite en sécurité de l'hélicoptère télépiloté dans les conditions d'utilisation prévues.

10.4.2 Des moyens seront prévus pour la surveillance des performances et de l'état de la liaison C2, en fonction des métriques indiquées dans les parties applicables de l'Annexe 10, réagissant conformément aux critères d'achèvement des transactions définis dans l'Annexe 6, Partie 4.

10.5 Manuel de vol

10.5.1 Le manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté traitera de toutes les combinaisons de modèles de poste de télépilotage énumérés dans la conception de type approuvée de l'hélicoptère télépiloté. Il y aura peut-être des différences importantes entre les divers postes de télépilotage utilisés avec un même hélicoptère télépiloté.

10.5.2 Dans l'élaboration du manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté, une attention particulière sera apportée aux aspects concernant les performances humaines, notamment les transferts de commande à l'intérieur du poste de télépilotage et entre les postes de télépilotage, s'ils sont prévus dans les besoins opérationnels, les transferts de commande entre télépilotes, les transferts de liaison de commande, les procédures de planification en cas d'urgence, les communications des membres de l'équipe de télépilotage, par exemple entre télépilotes, entre le télépilote et l'observateur de l'hélicoptère télépiloté ou un autre membre du personnel de soutien, et entre le télépilote et l'ATC.

10.5.3 Le manuel de vol de l'hélicoptère télépiloté contiendra tous les renseignements nécessaires à l'utilisation du RPAS.

10.5.4 **Recommandation.—** *Il est recommandé d'ajouter les procédures suivantes aux procédures spécifiées visées au § 7.5 :*

a) procédures de transfert de commande de l'hélicoptère télépiloté d'un RPS à un autre ;

b) spécifications de la liaison C2 et procédures relatives au transfert de la commande et du contrôle de l'hélicoptère télépiloté d'une liaison C2 à une autre et mesures à prendre en cas d'interruption temporaire ou de perte de la liaison C2 ;

c) procédures de cessation de vol, le cas échéant ;

d) procédures de sûreté propres aux systèmes d'aéronef télépiloté (par exemple sûreté du poste de télépilotage, liaison C2, etc.) ;

e) détection et évitement.

CHAPITRE 11. CONSIDÉRATIONS PROPRES AUX HÉLICOPTÈRES TÉLÉPILOTÉS

11.1 Généralités

Les normes du présent chapitre portent sur des aspects supplémentaires de l'exploitation d'hélicoptères télépilotés qui ne sont pas partagés avec l'aviation habitée.

11.2 Transport, remisage et assemblage

Dans le cas d'un hélicoptère télépiloté conçu pour être transportable quand il n'est pas opérationnel, il sera démontré que les conditions environnantes et les autres conditions prévisibles susceptibles d'être rencontrées durant le transport ou le remisage n'ont aucune incidence défavorable sur quelque exigence que ce soit figurant dans la présente partie. Des limites, des informations et des inscriptions relatives à la sécurité du transport et de l'assemblage d'un hélicoptère télépiloté seront établies et mises à disposition comme il est défini au chapitre 7 de la présente partie.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

11.3 Méthodes de lancement

11.3.1 Lorsque l'hélicoptère télépiloté a été conçu pour recevoir une assistance durant le lancement, les incidences de la méthode de lancement seront prises en compte dans le calcul des charges au lancement, visées au chapitre 3, ainsi que dans l'établissement des limites d'emploi et l'élaboration des repères et des plaques indicatrices exigées au chapitre 7.

11.3.2 *Performances au décollage*. S'il a été conçu pour recevoir une assistance durant le lancement, l'hélicoptère télépiloté atteindra, à la fin de la phase de lancement, un niveau d'énergie, de manœuvrabilité et de maniabilité suffisant pour assurer la sécurité et la maîtrise du vol dans toutes les conditions d'utilisation prévues.

11.4 Méthodes de récupération

11.4.1 Lorsque l'hélicoptère télépiloté a été conçu pour recevoir une assistance durant la phase normale de récupération à l'atterrissage, les incidences de la méthode de récupération seront prises en compte dans le calcul des charges à la récupération, qui sont visées au chapitre 3, ainsi que dans l'établissement des limites d'emploi et l'élaboration des repères et des plaques indicatrices exigés au chapitre 7 de la présente partie.

11.4.2 *Performances à la récupération*. Si l'hélicoptère télépiloté a été conçu pour recevoir une assistance durant la phase normale de récupération à l'atterrissage, les performances de vol et les caractéristiques de commande de l'hélicoptère télépiloté seront suffisantes pour les procédures d'atterrissage prévues dans toutes les conditions d'utilisation prévues.

11.5 Récupération d'urgence

Dans le cas des hélicoptères télépilotés équipés d'un dispositif de récupération d'urgence ou d'un système de cessation de vol mis en marche par le télépilote ou automatiquement afin de réduire le risque que des personnes au sol subissent des blessures mortelles en cas d'atterrissage d'urgence :

a) tous les systèmes installés dans l'hélicoptère télépiloté qui sont indispensables au dispositif de récupération d'urgence pour que l'hélicoptère atteigne une zone de sécurité rempliront leurs fonctions prévues sur la totalité de l'enveloppe de vol dans les conditions d'utilisation prévues de l'hélicoptère ;

b) il sera démontré que tous les systèmes installés dans l'hélicoptère télépiloté qui sont indispensables à un système, une procédure ou une fonction de cessation immédiate du vol normal rempliront leurs fonctions prévues sur la totalité de l'enveloppe de vol dans les conditions d'utilisation prévues de l'hélicoptère ;

c) des limites d'emploi, des procédures, des instructions et toutes les informations supplémentaires nécessaires à la sécurité de l'utilisation de l'hélicoptère télépiloté seront établies et indiquées dans le manuel de vol de l'hélicoptère comme il est exigé au chapitre 7 de la présente partie.

Note 1.— Un système de cessation de vol (par exemple un parachute global de récupération de l'hélicoptère télépiloté) a pour rôle de mettre fin immédiatement au vol et de réduire l'énergie cinétique à l'impact, mais il n'offre pas nécessairement de garantie quant au lieu de l'impact.

Note 2.— Un dispositif de récupération d'urgence est constitué de fonctions qui peuvent être mises en œuvre par l'équipe de télépilotage ou au moyen d'un processus automatique programmé à l'avance ; son rôle est de conduire l'hélicoptère télépiloté jusqu'à un lieu prédéterminé pour y effectuer un atterrissage d'urgence.

Note 3.— Lorsqu'on envisage une protection pour les personnes au sol en cas d'atterrissage d'urgence, les points à prendre en considération comprennent les suivants :

a) des critères de retenue pour les éléments qui pourraient constituer un danger pour les personnes au sol ;

b) l'intégrité et la position du réservoir de carburant ;

c) l'intégrité des systèmes électriques pour éviter les sources d'incendie.

11.6 Circulation au sol, décollage et atterrissage automatiques

Dans le cas de tous les systèmes installés sur un hélicoptère télépiloté qui sont nécessaires à la circulation au sol, au décollage ou à l'atterrissage automatiques, une perte, une dégradation ou une interruption de l'information de navigation ou de la liaison C2 ne compromettra pas la sécurité de la circulation au sol, du décollage ou de l'atterrissage.

11.7 Liaison C2

La liaison C2, lorsqu'elle est intégrée au système d'aéronef télépiloté, remplira sa fonction prévue dans toutes les conditions d'utilisation prévues. Les considérations relatives à la liaison C2 porteront au moins sur les éléments suivants :

a) un moyen de maintenir la liaison C2 durant les conditions d'utilisation prévisibles ;

b) un moyen de rétablir la liaison C2 en cas d'interruption temporaire ;

c) un moyen d'assurer la poursuite du vol et l'exécution d'un atterrissage en sécurité dans l'éventualité où le RPAS entre en état de perte de la liaison C2 ;

d) la prise en compte des performances et des limites d'emploi de la liaison C2, conformément aux exigences du chapitre 7 de la présente partie ;

e) un moyen de suivre la performance et l'état de la liaison C2.

11.8 Système de détection et d'évitement, et autre équipement

Tout équipement exigé pour l'utilisation d'un hélicoptère télépiloté, comme un système de détection et d'évitement, sera conforme aux normes du chapitre 6 de la présente partie.

11.9 Équipement lié à la mission

L'installation d'équipement lié à la mission sur l'hélicoptère télépiloté sera prise en compte lors de la démonstration de la conformité aux exigences de la présente partie, pour montrer qu'elle ne nuit pas à la sécurité du vol de l'hélicoptère.

11.10 Sûreté

11.10.1 L'hélicoptère télépiloté sera conçu de telle manière que ses systèmes seront protégés contre un accès physique ou électronique non autorisé par des sources extérieures à l'hélicoptère, y compris durant les activités de maintenance.

11.10.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé de détecter et d'évaluer les menaces contre la sûreté et de mettre en place des stratégies d'atténuation des risques afin de protéger l'hélicoptère télépiloté contre les incidences néfastes sur la sécurité, la fonctionnalité et le maintien de la navigabilité.*

PARTIE X. POSTE DE TÉLÉPILOTAGE (RPS)

Applicable à compter du 26 novembre 2026.

CHAPITRE 1. GÉNÉRALITÉS

1.1 Domaine d'application

1.1.1 Sauf indication contraire, les normes de la présente partie sont applicables à tous les types de poste de télépilotage conformément aux parties VIII et IX. Les normes de la présente partie sont applicables à un type de poste de télépilotage au moment de la soumission d'une demande d'approbation de type à l'autorité nationale compétente.

Note 1.— Les normes ci-après ne comportent pas de spécifications quantitatives comparables à celles qui figurent dans les règlements nationaux de navigabilité. Conformément aux dispositions du § 1.2.1 de la partie II, ces normes doivent être complétées par des spécifications établies, adoptées ou acceptées par les États contractants.

Note 2.— Les dispositions de la présente partie appuient les SARP de l'Annexe 6, Partie 4, concernant l'exploitation des RPAS.

1.1.2 Le niveau de navigabilité défini par les parties appropriées du règlement national complet et détaillé applicable aux postes de télépilotage en question au § 1.1.1 sera au moins pratiquement équivalent au niveau d'ensemble visé par les normes générales de la présente partie.

1.2 Interfaces et intégration du RPS

Tous les renseignements nécessaires à la sécurité et à l'adéquation des interfaces entre le poste de télépilotage et l'aéronef télépiloté seront mis à disposition, y compris les limites concernant la liaison C2 et les informations nécessaires à la fonction prévue de quelque liaison C2 que ce soit spécifiée dans la conception de type.

1.3 Maintien de la navigabilité — Renseignements relatifs à la maintenance

1.3.1 *Généralités.* Des renseignements permettant d'élaborer des méthodes de maintien du poste de télépilotage en état de navigabilité seront mis à disposition. Ces renseignements comprendront les éléments visés aux § 1.3.2, 1.3.3 et 1.3.4.

1.3.2 *Renseignements relatifs à la maintenance.* Les renseignements relatifs à la maintenance comprendront une description du poste de télépilotage et les méthodes recommandées pour accomplir les tâches de maintenance. Ces renseignements comprendront des éléments indicatifs sur le diagnostic des défectuosités et feront clairement la différence entre :

a) le diagnostic des défectuosités et les tâches de rectification qui peuvent être effectuées lorsque le poste de télépilotage est opérationnel, si elles sont nécessaires à la sécurité de l'achèvement du vol ;

b) les tâches de maintenance qui ne doivent pas être effectuées lorsque le poste de télépilotage est opérationnel.

1.3.3 *Renseignements relatifs au programme de maintenance.* Les renseignements relatifs au programme de maintenance comprendront une description des tâches de maintenance à exécuter, avec la fréquence recommandée des interventions.

1.3.4 *Prescriptions de maintenance obligatoires découlant de l'approbation de la conception de type.* Les prescriptions de maintenance obligatoires spécifiées par l'État de conception dans le cadre de l'approbation de la conception de type seront identifiées comme telles et incluses dans les renseignements relatifs à la maintenance visés au § 1.3.3.

CHAPITRE 2. CONCEPTION ET CONSTRUCTION

2.1 Protection contre l'incendie, la fumée et les gaz toxiques

Des moyens seront prévus pour réduire au minimum les risques d'incendie ainsi que la production de fumée et de gaz toxiques en cas d'incendie.

2.2 Fonctionnement

Le poste de télépilotage sera conçu et réalisé de manière que son fonctionnement soit sûr dans tout le domaine défini par les limites d'emploi pour les conditions d'utilisation prévues lorsqu'il est intégré à un système d'aéronef télépiloté utilisant quelque liaison C2 et service de communication de soutien que ce soit comme il est spécifié dans les conditions d'utilisation prévues par la conception de type.

2.3 Analyse des pannes

Une évaluation de sécurité du poste de télépilotage sera effectuée pour vérifier qu'il fonctionne de façon sûre dans toute la gamme de conditions d'utilisation. Une analyse des pannes sera réalisée afin de déterminer les conditions possibles de défaillance du RPS, leurs incidences sur le RPS et la probabilité de leur occurrence, en vue de permettre une évaluation globale de la sécurité du système au niveau du RPA, comme il est exigé au chapitre 6 de la partie VIII ou de la partie IX.

2.4 Matériaux et méthodes de construction

La sélection des matériaux ainsi que les méthodes et les procédés de construction tiendront compte de l'environnement d'utilisation prévu du poste de télépilotage en service.

2.5 Métallisation et protection contre la foudre et l'électricité statique

La métallisation et la protection contre la foudre et l'électricité statique seront telles qu'elles :

a) protègent le poste de télépilotage, ses systèmes, ses occupants et ceux qui entrent en contact avec le poste de télépilotage contre les effets dangereux des décharges orageuses et du choc électrique ;

b) empêchent l'accumulation dangereuse de charges électrostatiques.

2.6 Manutention du poste de télépilotage

Lors de la conception du poste de télépilotage, des dispositions et des procédures seront définies pour assurer la sécurité de la manutention du RPS.

CHAPITRE 3. SYSTÈMES ET ÉQUIPEMENT

3.1 Généralités

3.1.1 Les systèmes et l'équipement du RPS seront conçus et installés de manière à assurer la conformité avec toutes les normes figurant dans la présente partie ainsi qu'avec celles qui s'appliquent au RPA commandé par le RPS.

3.1.2 Le RPS sera capable d'afficher à l'équipe de télépilotage tous les renseignements nécessaires à la sécurité de l'utilisation du RPA.

3.1.3 Le RPS fournira un moyen d'avertir l'équipe de télépilotage de conditions dangereuses concernant ses propres systèmes ou ceux du RPA commandé par le RPS et lui permettant de prendre des mesures correctrices.

3.2 Système d'alimentation électrique

Le système d'alimentation électrique sera conçu de façon à pouvoir fournir les charges nécessaires au fonctionnement normal du poste de télépilotage.

3.3 Protection contre le brouillage électromagnétique

Les systèmes électroniques du poste de télépilotage, en particulier ceux dont le dysfonctionnement peut compromettre la sécurité de la conduite de l'aéronef télépiloté, seront protégés contre le brouillage électromagnétique provenant de sources internes et externes.

3.4 Assurance de la qualité du développement du matériel électronique complexe et des logiciels système

Le matériel électronique complexe et les logiciels système seront développés, vérifiés et validés de façon à garantir que les systèmes du poste de télépilotage dans lesquels ils sont utilisés remplissent leurs fonctions prévues à un niveau de sécurité qui correspond à la classification d'état de panne de l'aéronef télépiloté visée dans la demande de certification du RPS.

Note.— Certains États acceptent l'utilisation de normes nationales ou internationales de l'industrie pour l'assurance de la qualité du développement (développement, vérification et validation) du matériel électronique complexe et des logiciels système.

CHAPITRE 4. SÉCURITÉ DE L'ÉQUIPE DE TÉLÉPILOTAGE

4.1 Protection contre l'incendie

Des moyens seront prévus pour protéger l'équipe de télépilotage en cas d'incendie.

4.2 Évacuation

Des moyens seront prévus pour permettre une évacuation appropriée de l'équipe de télépilotage en cas d'urgence.

CHAPITRE 5. ENVIRONNEMENT OPÉRATIONNEL ET FACTEURS HUMAINS

5.1 Généralités

Le poste de télépilotage sera conçu de façon à permettre une utilisation en sécurité dans les limites de performance de ceux qui l'utilisent ou qui en assurent la maintenance et l'entretien.

Note.— L'interface humain/machine étant souvent le point faible dans un environnement opérationnel, il faut s'assurer que l'aéronef télépiloté puisse être maîtrisé dans toutes les phases du vol (y compris en cas de dégradation due à des défaillances et dans le cas des postes de télépilotage situés sur une plateforme mobile ou en mouvement, lorsque les entrées provenant de sources basées sur l'équipement sont incompatibles avec l'information provenant de sources sensorielles). Il faut également s'assurer que l'équipe de télépilotage ne subira pas de blessure en raison de l'environnement dans lequel elle a été placée pour la durée du vol de l'aéronef télépiloté.

5.2 Équipe de télépilotage

5.2.1 La conception du poste de télépilotage sera telle qu'elle permet une maîtrise sûre et efficace de l'aéronef télépiloté par l'équipe de télépilotage. La conception tiendra compte des différences dans les aptitudes et la physiologie des membres de l'équipe de télépilotage, à la mesure des limites inscrites sur leurs licences. Il sera également tenu compte des diverses conditions d'utilisation prévues de l'aéronef télépiloté, et notamment le fonctionnement dégradé par des défaillances.

5.2.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé d'examiner et, s'il y a lieu, de dûment traiter les incidences, du point de vue des performances humaines, qui résultent de l'absence d'informations sensorielles provenant de l'aéronef télépiloté (vibrations, facteurs g, émanations, flammes, etc.), absence qui est liée au fait que le pilote n'est pas dans l'aéronef.*

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

5.3 Ergonomie

Lors de la conception du poste de télépilotage, il sera tenu compte des principes d'ergonomie, et notamment des éléments suivants :

a) facilité d'utilisation et prévention d'un mésusage involontaire ;

b) accessibilité ;

c) philosophie de conception du poste de télépilotage ;

d) maintenabilité.

5.4 Facteurs liés à l'environnement opérationnel

5.4.1 L'environnement opérationnel du poste de télépilotage sera conçu conformément aux principes des facteurs humains.

Note.— Des éléments indicatifs sur les principes des facteurs humains figurent dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains *(Doc 9683) et dans le* Manuel sur les systèmes d'aéronef télépiloté (RPAS) *(Doc 10019).*

5.4.2 Des sièges appropriés seront prévus pour l'équipe de télépilotage. Il sera pris soin de réduire le plus possible le risque de blessure des membres de l'équipe en cas de contact avec la structure environnante durant la conduite de l'aéronef télépiloté.

CHAPITRE 6. LIMITES D'EMPLOI ET RENSEIGNEMENTS À FOURNIR AUX UTILISATEURS

6.1 Généralités

Toutes les conditions d'utilisation et toutes les limites d'emploi visant à régir le fonctionnement du poste de télépilotage seront déclarées.

6.2 Utilisation — Renseignements et procédures

6.2.1 *Utilisations admissibles.* On dressera la liste des cas particuliers d'utilisation auxquels le poste de télépilotage a été reconnu apte en vertu de sa conformité au règlement applicable de navigabilité.

6.2.2 *Procédures d'utilisation.* On donnera la description des procédures d'utilisation normales et des procédures d'urgence propres au poste de télépilotage considéré qui sont essentielles à la sécurité d'utilisation.

6.3 Manuel d'utilisation du poste de télépilotage

Un manuel d'utilisation du RPS sera fourni. Ce manuel :

a) identifiera clairement le poste de télépilotage ou la série de postes de télépilotage auxquels il s'applique ;

b) identifiera l'aéronef télépiloté ou le système d'aéronef télépiloté, ou la série d'aéronefs télépilotés ou de systèmes d'aéronef télépiloté, auxquels il s'applique expressément ;

c) indiquera au minimum les limites d'emploi, les renseignements et les procédures spécifiées aux § 6.1 et 6.2.

CHAPITRE 7. SÛRETÉ

7.1 Contrôle de l'accès au poste de télépilotage

7.1.1 Des moyens appropriés seront prévus pour empêcher l'accès non autorisé au RPS.

7.2 Sûreté des systèmes

7.2.1 Le poste de télépilotage sera conçu de telle manière que ses systèmes seront protégés contre un accès physique et électronique non autorisé par des sources extérieures au RPS, y compris durant les activités de maintenance.

7.2.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé de détecter et d'évaluer les menaces contre la sûreté et de mettre en place des stratégies d'atténuation des risques afin de protéger le poste de télépilotage contre les incidences néfastes sur la sécurité, la fonctionnalité et le maintien de la navigabilité.*

APPENDICE. CERTIFICAT DE MAINTENANCE AGRÉÉ (AMO)

1. Objet et portée

1.1 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le certificat d'AMO contienne au moins les informations spécifiées au § 2.*

1.2 **Recommandation.—** *Il est recommandé que le certificat d'AMO définisse la portée de l'agrément qui est accordé à l'organisme de maintenance.*

Note.— Des éléments indicatifs et des exemples détaillés permettant de remplir le modèle de certificat d'AMO présenté au § 2 figurent dans le Manuel de navigabilité *(Doc 9760).*

2. Modèle de certificat d'AMO

<table>
<tr><th colspan="3">CERTIFICAT D'ORGANISME DE MAINTENANCE AGRÉÉ</th></tr>
<tr><td colspan="3">Autorité de délivrance[1] :</td></tr>
<tr><td>N° de référence de l'agrément[2] :</td><td>Nom de l'organisme[3] :

Adresse légale :

Téléphone :
Courrier électronique :</td><td>Date d'expiration (le cas échéant)[4] :</td></tr>
<tr><td colspan="3">Classe(s) et qualification(s) autorisées</td></tr>
<tr><td>Classe[5]</td><td>Qualification[6]</td><td>Limites[7]</td></tr>
<tr><td>Maintenance d'aéronefs</td><td></td><td></td></tr>
<tr><td>Maintenance des moteurs</td><td></td><td></td></tr>
<tr><td>Maintenance de composants</td><td></td><td></td></tr>
<tr><td>Maintenance spécialisée</td><td></td><td></td></tr>
<tr><td colspan="3">Conditions de l'agrément

Le présent document atteste que[8] _____ a reçu l'autorisation d'exercer les activités spécifiées dans les Conditions de l'agrément jointes en annexe au présent document, sous réserve de respecter[9] _____ et la plus récente édition du Manuel des procédures de l'organisme de maintenance.

Emplacement des installations de maintenance : comme indiqué[10] _____ de la plus récente édition du Manuel des procédures de l'organisme de maintenance.

Le présent certificat restera valable durant la période de validité spécifiée ci-dessus, à moins qu'il ne soit restitué, remplacé, suspendu ou révoqué.</td></tr>
<tr><td colspan="3">Nom[11] _____

Date de délivrance initiale[12] _____

Titre[13] _____

Date de délivrance du certificat en vigueur[14] _____

Signature[15] :_____</td></tr>
</table>

Notes.—

1. Nom de l'autorité de délivrance.

2. Numéro de référence unique de l'agrément délivré par l'État d'immatriculation.

3. Adresse légale, numéro de téléphone et adresse électronique.

4. Date d'expiration (jj-mm-aaaa) le cas échéant, sinon inscrire S/O.

5. Portée de l'agrément en utilisant les classes suivantes : aéronef, moteur, composant ou maintenance spécialisée.

6. Portée de l'agrément en utilisant les qualifications suivantes :

   a) maintenance d'aéronefs — avions lourds, avions légers, hélicoptères, autres types d'aéronefs (par exemple planeur, ballon, dirigeable, aéronef d'aviation légère sportive) ;

   b) maintenance de moteurs — catégories de moteurs (moteur alternatif, turbomachine, moteur électrique) ;

   c) maintenance de composants — code du système de numérotation normalisé (SNS) issu de la spécification ASD/ATA S1000D, relative à la détermination du système d'aéronef applicable à la qualification [voir le Manuel de navigabilité (Doc 9760), chapitre 10, supplément F] ;

   d) maintenance spécialisée — classe d'agrément nécessaire à la maintenance spécialisée en utilisant les qualifications suivantes : maintenance de matériaux composites, traitements de surface tels que matage, électrodéposition, contrôle non destructif, soudage, autres — processus uniques acceptés/approuvés par l'État [voir le Doc 9760, chapitre 10, supplément F].

7. Limites de la portée de l'agrément, si nécessaire, en ce qui concerne la maintenance d'aéronefs, de composants ou la maintenance spécialisée. Si les limites sont indiquées dans le manuel approuvé des procédures de maintenance de l'organisme, le certificat d'AMO devrait contenir un renvoi à ce manuel.

8. Nom de l'organisme autorisé à effectuer la maintenance. Dans le cas où un État n'a pas joint en annexe au certificat d'AMO les conditions d'agrément, l'État devrait amender la présente rubrique comme suit :

> « Le présent document atteste que[8]_____ a reçu l'autorisation d'exercer les activités énumérées dans la présente, sous réserve de respecter[9]_____ et la plus récente édition du manuel des procédures de l'organisme de maintenance. »

9. Référence aux règlements pertinents de l'État.

10. Référence à la section/au chapitre et au paragraphe appropriés du manuel des procédures de l'organisme de maintenance dans lesquels sont énumérés les emplacements approuvés des installations de l'organisme. Par exemple : section/chapitre 1, § 1.1

11. Nom du représentant de l'autorité qui signe le certificat d'AMO.

12. Date de délivrance initiale, si elle diffère de la date de délivrance du certificat en vigueur, sinon inscrire S/O.

13. Fonction du représentant de l'autorité qui signe le certificat d'AMO.

14. Date de délivrance du certificat d'AMO (jj-mm-aaaa).

15. Signature du représentant de l'autorité. Un cachet officiel peut également être apposé sur le certificat d'AMO.

— FIN —

ISBN 978-92-9275-951-3