



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Eidgenössisches Departement für
Umwelt, Verkehr, Energie und Kommunikation UVEK

Bundesamt für Zivilluftfahrt BAZL
Abteilung Luftfahrtentwicklung
Sektion Umwelt

SCHADSTOFFEMISSIONEN VON FLUGZEUG-KOLBENMOTOREN

ZUSAMMENFASSENDE BERICHT



Zweck dieses Berichts: Dieser Bericht soll interessierte Kreise über die Entwicklung von Emissionsfaktoren für Flugzeug-Kolbenmotoren informieren. Die gemessenen Emissionsfaktoren werden vom BAZL primär für die Anwendung in Schadstoffberechnungen verwendet. Darüber hinaus beschreibt der Bericht Erkenntnisse und Empfehlungen für die Flugpraxis, welche der Schadstoffreduktion dienen können.

BAZL, CH-3003 Bern

Referenz: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT

Kontaktperson: Theo Rindlisbacher

Tel. +41 31 325 93 76, Fax +41 31 325 92 12, theo.rindlisbacher@bazl.admin.ch

Die englische Originalausgabe wurde vom Vizedirektor der Abteilung Luftfahrtentwicklung, M. Zuckschwerdt, am 13.06.2007 zur Veröffentlichung frei gegeben.

KURZDARSTELLUNG

Das Luftfahrtgesetz der Schweiz (SR 748.0, LFG Art. 58) schreibt vor, die Schadstoffemissionen aller Luftfahrzeuge mit motorischem Antrieb zu prüfen. Diese gesetzliche Verpflichtung erstreckt sich auch auf Flugzeugmotoren, welche gemäss ICAO¹ keiner Emissionszertifizierung unterliegen. Dazu gehören Flugzeug-Kolbenmotoren, Helikopter-, Turboprop- sowie kleine Jettriebwerke. Glaubwürdige Daten über die Schadstoffemissionen aller Motoren sind nötig für Emissions- und Immissionsinventare², für Umweltverträglichkeitsprüfungen und weitere Anwendungen, welche direkt dem Umweltschutz dienen.

Bis jetzt waren Emissionsdaten³ von Flugzeug-Kolbenmotoren nur äusserst spärlich erhältlich und Kenntnisse darüber kaum verfügbar. Der vorliegende Bericht versucht diese Kenntnislücken in einem umfassenden Ansatz zu schliessen. Die folgenden Aspekte werden im Bericht und in seinen Anhängen dokumentiert:

- Das Emissionsverhalten einer breiten Palette von heute existierenden Flugzeug-Kolbenmotoren.
- Eine Methode für standardisierte kostengünstige Emissionsmessungen direkt an den am Boden stehenden Flugzeugen.
- Eine Methode für die Berechnung der Emissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren.
- Allgemeine Verbrennungseigenschaften von Flugzeug-Kolbenmotoren und der Einfluss der Piloten auf die Emissionen.
- Erforschung möglicher Emissionsreduktionen durch operationelle Anpassungen im praktischen Flugbetrieb, neue Kolbenmotor-Konzepte, technologische Verbesserungen und die Verwendung von saubererem AVGAS.

Das präsentierte Material dient dem BAZL zur

- Berechnung kompletter Emissionsinventare der Schweizer Zivilluftfahrt, in Zusammenhang mit nationalen und internationalen gesetzlichen Verpflichtungen im Bereich der Umwelt.
- Beobachtung der Umweltauswirkungen von Kolbenmotor-Flugzeugen.
- Reduktion der Emissionen von Kolbenmotor-Flugzeugen.
- Pilotenaus- und Pilotenweiterbildung.

Das BAZL plant, die Anzahl gemessener Triebwerke in der Zukunft noch zu erhöhen. Dies betrifft insbesondere modernisierte Varianten der Kolbenmotoren und die Verbesserung der Kenntnisse über die Unterschiede zwischen Motoren desselben Typs. Für andere Triebwerksfamilien ohne ICAO-Emissionszertifizierung, wie Helikopterturbinen und kleine Jettriebwerke, gibt es nach wie vor einen Mangel an Emissionsdaten. Das BAZL plant, diese Lücken mit zwei entsprechenden Arbeitspaketen auf der Grundlage des Luftfahrtgesetzes und in internationaler Zusammenarbeit zu schliessen.

Im Juni 2007

Theo Rindlisbacher

¹ ICAO = International Civil Aviation Organization = Internationale Zivilluftfahrtorganisation

² Emission = Was am Auspuff herauskommt, Immission = Welche Konzentrationen am Boden gemessen werden.

³ Das Wort "Emission" ist im Bericht gleich bedeutend wie "Schadstoffemission" oder "Ausstoss von Verbrennungsgasen".

INHALT

1. Allgemeine Information	9
1.1 Hintergrund und Einordnung der Flugzeug-Kolbenmotoren	9
1.2 Hauptzielsetzungen des Projekts	10
2. Zusammenfassung der Resultate	11
2.1 BAZL-Datenblätter und ihre praktische Anwendung	11
2.1.1 Allgemeine Methode für die Emissionsberechnung	11
2.1.2 Vorgeschlagene Phasenzeiten für die Emissionsberechnung	11
2.1.3 Emissionsfaktoren für den Reiseflug	12
2.1.4 Angabe der Emissionen auf einem Datenblatt	13
2.1.5 Datenqualität und Aussagen zur Genauigkeit	13
2.1.6 Datenblätter herunterladen	14
2.2 Allgemeine Erkenntnisse über die Schadstoffemissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren	16
2.2.1 Grundlagen der Verbrennung	16
a) Was geht in den Motor? Zusammensetzung von AVGAS 100LL	16
b) Wie viel Luft braucht es für ein Feuer?	17
c) Was kommt aus dem Auspuff?	18
d) Eigenschaften von Schadstoffen	19
2.2.2 Einstellungen des Treibstoff/Luftgemischs	19
a) Dominierende "Uralt-Technik" erfordert eine Gemischverstellung von Hand	19
b) Die Definition von reichem und magerem Gemisch mit der Luftzahl Lambda	21
c) Die manuelle Gemischverstellung („Mixer“) steuert den Wert von Lambda	21
d) Typische Werte für Lambda	22
e) Einfluss der Gemischhebelstellung auf Motorentemperaturen und Leistung	23
f) Einfluss der Gemischhebelstellung auf die Schadstoffemissionen	24
g) Einfluss der Gemischhebelstellung: Zusammenfassung	26
h) Warum ist bei "Uralt-Technik"-Motoren bei hoher Leistung vollreiches Gemisch nötig?	27
i) Warum muss das Gemisch auch bei sehr tiefer Leistung reich sein?	27
j) Ungleichmässige Verteilung von Gemisch und Temperaturen in "Uralt-Tech"-Motoren	28
k) Untersuchte manuelle Verfahren für die Gemischverstellung	31
l) Gemischverstellung mit Hilfe des Treibstoffverbrauchs	32
2.2.3 Emissionsfaktoren und Grössenordnung der Schadstoffemissionen	34
a) Schadstoffe von "Uralt-Technik"-Motoren im Lande- und Startzyklus („full rich“)	34
b) Schadstoffe im Reiseflug (beim oder nahe beim EGT Maximum)	37
c) Emissionen in Flugplatzrunden ("Ural-Technik" Motoren)	38
d) Emissionen im Lande- und Startzyklus	39

e) Emissionen im Reiseflug	40
f) Emissionen eines modernen Flugdieselmotors – ein Vergleich	41
g) Anteil der Flugzeug-Kolbenmotoren am Total der Luftfahrtemissionen	42
2.3 Treibstoffverbrauch und Schadstoffemissionen optimieren	43
2.3.1 “Uralt Technik” Benzinmotoren	43
a) Einsatz von unverbleitem AVGAS	
b) Tiefstmögliche CO ₂ Emissionen im Reiseflug (Leistung, Geschwindigkeit, Flughöhe)	43
c) Bedienung der manuellen Gemischverstellung (Steigflug, Reiseflug, Sinkflug/Anflug)	49
2.3.2 Wahl der Motorentechnologie	50
a) FADEC für Benzinmotoren	50
b) Turbodieselmotor	50
3. Ausblick – geplante zukünftige Arbeiten	51
3.1 Anzahl der gemessenen Motoren	51
3.1.1 „Uralt-Technik“-Motoren und neue Motorenkonzepte	51
3.1.2 Mit FADEC modernisierte „Uralt-Technik“-Motoren	51
3.2 Unverbleites AVGAS	51
3.2 Emissionsdaten für Helikopterturbinen und kleine “Turbofans”	52
3.3 Internationale Aktivitäten	52
4. Zusammenstellung von Abkürzungen und Begriffen	53
5. Quellen	55
Anhänge mit Detaildokumentation (auf Englisch)	
Appendix 1: Measurement System	
a) Minimum requirements met by FOCA low cost gas measurement system	3
b) Measurement Method	3
c) Measured Gaseous Emissions	3
d) Ranges	3
e) Illustration of FOCA low cost gas measurement system	4
f) Measurement systems for total HC measurements (certification standard)	5
g) Measurement systems for comparative gas measurements (certification standard)	5
h) Measurement system for nanoparticle measurements (Appendix 4)	6
Appendix 2: Documentation of in-flight Measurements	
1. The first in-flight tests	3

1.a) Preparation of aircraft HBEYS	3
1.b) Calculated emission factors for first test flight with HBEYS	5
1.c) Discussion and general explanations	6
2) Standard Flight Test Programme	7
3) HBEYS (Carburated Engine Lyc O-360 Series)	8
3.a) Results for simulated aerodrome circuits	8
3.b) Discussion	11
3.c) HC emission factors at flight idle	12
3.d) Discussion	13
3.e) Additional high altitude circuit flight testing	14
3.f) Discussion	15
3.g) Inventory: Total emissions in aerodrome circuits at different flight altitudes	15
3.h) Full power and approach power settings	16
3.i) Climb power and approach power settings	18
3.j) Cruise power settings	20
4) HBKEZ (Fuel Injected Engine Lyc IO-360 Series)	22
4.a) Results for simulated aerodrome circuits	25
4.b) Discussion	27
4.c) Full power and approach power settings	27
4.d) Take-off, climb and approach power settings with mixture "full rich"	29
4.e) Discussion	30
4.f) Take-off, climb and approach power settings with mixture adjustment	31
4.g) Discussion	33
4.h) Inventory: Standard flight emission measurement	33
5) HBKIA (Fuel Injected Engine TCM IO-550 B)	36
5.a) Results for aerodrome circuits	39
5.b) Discussion	43
5.c) Inventory: Total emissions of HBKIA in aerodrome circuits	43
5.d) Discussion	44
5.e) Additional high altitude circuit flight testing	44
5.f) Discussion	46
5.g) Inventory: Total emissions of HBKIA in the low and high altitude aerodrome circuit	47
5.h) Discussion	47
5.i) Full power settings	47
5.j) Discussion	50
5.k) Climb power settings	50
5.l) Approach power settings	53
5.m) Standard flight profile emission measurement	55
5.n) Discussion	57
5.o) Inventory: Total emissions of HBKIA in standard flight, defined in 5.m)	59
5.p) Emissions summary for a HBKIA mission, defined in 5.m)	64

6) HBHFX (Carburated Engine Lyc O-320 Series)	64
6.a) HBHFX high accuracy in-flight measurements: Installation of OBS2200	64
6.b) Real time emission mass determination during flight	70
6.c) OBS2200 confirms typical emission factors for Lycoming carbureted engines	75
6.d) OBS2200 time trend chart and confirmation of high HC at flight idle	76

Appendix 3: Ground Measurement Power Settings

1. The problem of piston engine power definitions	3
2. Theoretical power calculation	3
3. Engine manifold pressure (MAP) and RPM for power determination	3
4. Correlation of fuel flow and propeller power	4
5. Adjustment of ground measurement power settings (Fuel Flow Method)	7
5.1 Step 1: Comparison of in-flight and static ground measurements of HBKEZ (example)	7
5.2 Step 2: Power setting methodology for static ground measurements	8
5.2.1 Determination of maximum fuel flow	8
5.2.2 Power settings other than maximum propeller power	9
5.3 Step 3: Application of the power setting methodology (step 2)	9
5.3.1 Comparison of ground and later in-flight measurements	11
5.3.2 Adjustments to the fuel flow method for complex aircraft/engines	14
5.3.3 Temperature corrections for normally aspirated carburetted piston engines	15
6. Recommended ground measurement power setting procedures for emission tests	17
6.1 Selection of methodology	17
6.2 Procedure for determination of maximum fuel flow	17
6.2.1 Fuel flow calibration	17
6.2.2 Preparing the aircraft for a maximum fuel flow (and emission) measurement	18
6.3 Simple fuel flow method	19
6.3.1 Fuel flow for all modes	19
6.3.2 Recommended procedure	20
6.4 Combined MAP & fuel flow method	21
6.4.1 Preparations	21
6.4.2 Recommended procedure	22
7. Example for measurement documentation	23

Appendix 4: Nanoparticle Measurements

1. Background, motivation and project partners	3
1.1 Research programme	3
1.2 Research goals	3
2. General results for nanoparticle emissions of an aircraft gasoline engine, running under rich air/fuel conditions (AVGAS 100 LL)	3
2.1 Preparations	3

2.2 SMPS™ system layout and description for particle measurements	4
2.3 Results	6
2.4 Picture documentation of first non-volatile nanoparticle measurements	9
3. Looking for particle emission improvements: First tests with unleaded AVGAS (AVGAS 91/96 UL)	11
3.1 Introduction and description of AVGAS 91/96 UL	11
3.2 Composition of measured AVGAS 100LL (560 mg Pb / liter)	11
3.3 Used aircraft	12
3.4 Results for HBEYS	12
3.5 Conclusion for HBEYS tests	13
3.6 Results for SEKEI	13
3.7 Air/fuel mixture ratio for HBEYS and SEKEI	14
3.8 Discussion	15
3.9 Conclusions for AVGAS 91/96 UL	15
4. Change from SMPS™ to Engine Exhaust Particle Sizer™ (EEPS 3090™) system for aircraft piston engine nanoparticle measurements	15
4.1 Introduction	15
4.2 EEPS™ system description	15
4.3 Application of EEPS™ for aircraft piston engine measurements	16
4.4 EEPS™ results	18
4.5 First conclusions for EEPS™ measurements	19
5. Research for AVGAS 100LL substitution and emission reduction	19
5.1 Test fuels	20
5.2 Test location	20
5.3 Used aircraft	20
5.4 Measurement systems	20
5.5. Power settings	21
5.6 Results	22
5.7 Discussion	31
5.8 First conclusions	32
 Appendix 5: Calculation of Emission Factors	
a) Introduction	3
b) List of abbreviations	3
c) Calculation of EF (Equations used for FOCA ground measurements and data sheets)	3
d) Equations for "low cost" measurement system described in Appendix 1 for AVGAS (used for FOCA in-flight measurements and comparative ground measurements)	4
e) Equations for "low cost" measurement system described in Appendix 1 for DIESEL	6
f) Correction of ambient air temperature influence on normally aspirated piston engines	7
g) Statistical checks	7
h) Fuel flow	7

1. Allgemeine Information

1.1 Hintergrund und Einordnung der Flugzeug-Kolbenmotoren

Für den Antrieb von Motorflugzeugen gibt es heute im Wesentlichen drei Konzepte:

- Antrieb mit „Turbofan“ (was umgangssprachlich häufig als Jettriebwerk bezeichnet wird),
- Antrieb mit „Turboprop“ (Jettriebwerk, welches einen Propeller antreibt) und
- Antrieb mit Kolbenmotor (welcher einen Propeller antreibt).

Jettriebwerke und Turboprops verbrennen „Jet fuel“ (Kerosin), Flugzeug-Kolbenmotoren fast ausschliesslich Flugbenzin (AVGAS). Der grösste Teil des Flugtreibstoffs wird von grossen Flugzeugen mit entsprechend grossen Triebwerken (meist Turbofans) umgesetzt. Die grossen Triebwerke unterliegen einer Emissionszertifizierung und müssen strenge Grenzwerte einhalten.

Flugzeug-Kolbenmotoren hingegen finden sich fast ausschliesslich in Kleinflugzeugen und haben global gesehen nur einen verschwindend kleinen Anteil am Treibstoffverbrauch. In der Schweiz entspricht der jährliche Treibstoffverbrauch von Flugzeug-Kolbenmotoren ungefähr dem Treibstoffabsatz von drei durchschnittlichen Autotankstellen⁴. Die Emissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren gehen ganzheitlich betrachtet in den übrigen Emissionen eines Landes wie der Schweiz komplett unter und sind deshalb grundsätzlich nicht als signifikantes Problem zu betrachten. Aber gerade deshalb haben deren Schadstoffemissionen bisher kaum interessiert und es wurde international nie als sinnvoll angesehen, diese Motoren (einer vergleichsweise aufwändigen) Emissionszertifizierung zu unterwerfen. Der Nachteil war, dass kaum Informationen über die Schadstoffemissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren erhältlich waren. In der Vergangenheit hat dies manchmal zu Problemen geführt, z.B. wenn ein Emissionsinventar eines Flugplatzes für eine Umweltverträglichkeitsprüfung gerechnet werden musste.

Das BAZL hat den gesetzlichen Auftrag, die Schadstoffemissionen *aller* Luftfahrzeuge mit motorischem Antrieb zu prüfen (SR 748.0, LFG Art. 58). Es hat deshalb in Bezug auf Flugzeug-Kolbenmotoren nach einer effizienten Lösung gesucht, um die „schwarzen Löcher“ in der Emissionsdatenbank schrittweise zu stopfen.

Im Herbst 2002 wurde das Projekt ECERT (Emissions-Zertifizierung) in Angriff genommen. Auch wenn im Projektnamen der Ausdruck „Zertifizierung“ vorkommt, war von Anfang an klar, dass es primär darum ging, auf eine kosteneffiziente Art und Weise zu brauchbaren Emissionsfaktoren für solche Motoren zu kommen. Im Rahmen der Projektplanung wurde zuerst die Grössenordnung des Schadstoffbeitrags von Flugzeug-Kolbenmotoren im Verhältnis zu den übrigen Emissionen aus dem Luftverkehr abgeschätzt. Die ersten Hochrechnungen auf der Grundlage von wenigen vorhandenen Daten brachten ein überraschendes Ergebnis zu Tage: Die Kohlenmonoxid- (CO) und totalen Kohlenwasserstoffemissionen (HC) waren im Lande- und Startzyklus im Vergleich zu Grossflugzeugen nicht unbedingt vernachlässigbar. Dies ist folgendermassen erklärbar: Die Triebwerke heutiger Passagierjets verbrennen den Treibstoff (Kerosin) extrem sauber. Auf der anderen Seite gab es im Bereich der Flugzeug-Kolbenmotoren seit Anfang der sechziger Jahre bis vor wenigen Jahren einen kompletten technologischen Stillstand. Schadstoffoptimierung war nie ein Thema. Die primären Konstruktionskriterien wurden durch die bewährte hohe Zuverlässigkeit einfacher Kolbenmotoren, durch das hohe Leistungsgewicht (viel PS pro kg Motor) und durch die Kosten bei kleinen Stückzahlen bestimmt. Als Nachteil resultierten eben hohe spezifische Emissionen. Zudem ist ungefähr die Hälfte der global vorhandenen Flugzeug-Kolbenmotoren auf verbleites AVGAS angewiesen.

Es wurde ersichtlich, dass es sich lohnen würde, ein genaues Bild der Schadstoffemissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren zu gewinnen und dass diese Motorenkategorie innerhalb des Systems Luftfahrt ein hohes Potenzial für Emissionsreduktionen aufweist.

Von Anfang an wurde nach kosteneffizienten Lösungen gesucht. Dies wurde einerseits durch den Einsatz von günstigen Abgastestern aus dem Automobilbau ermöglicht (Anhang 1), andererseits

⁴ Bericht der Schweizerischen Erdölvereinigung, Juni 2007.

durch den Einsatz von Bundesflugzeugen, auf welche das BAZL direkt Zugriff hat. Primär wurden folgende Flugzeuge eingesetzt: Robin DR400/180 (HBEYS), Robin DR400/500 (HBKEY, HBKEZ) und Raytheon A36 Bonanza (HBKIA). Die Abgasmessungen auf der Grundlage von günstigen Abgastestern (etwa 1/10 der Kosten einer konventionellen Abgasmessanlage) mussten jedoch für die Berechnung von Emissionsfaktoren weiter entwickelt und angepasst werden (Anhang 5). Dazu gehörte auch die Entwicklung von Standmessverfahren, bei denen ein Flugzeug direkt vermessen wird, ohne dass aufwändige Um- und Ausbauten nötig wären (Anhang 3). Eine spezielle Herausforderung bestand zudem in der Tatsache, dass die meisten Flugzeug-Kolbenmotoren beim Betrieb eine manuelle Anpassung des Treibstoff/Luftgemischs erfordern. Die nötigen Grundlagenkenntnisse für eine Standardisierung der Messungen konnten nur durch Abgasmessungen während des Fluges erworben werden (Anhang 2). Diese Messungen führten dann auch zu Erkenntnissen bezüglich einer schadstoffoptimierten Operation von manuell bedienten Motoren. Durch das gewachsene Interesse an Feinstaubemissionen wurde das Projekt zusätzlich mit Feinstaubmessungen ergänzt. Schliesslich wurde nach Vorliegen der ersten Ergebnisse versucht, mit Grundlagenforschung auf eine Schadstoffreduktion hinzuarbeiten (Anhang 4).

Seit 2003 und durch das EU Forschungsnetzwerk AERONET haben am Projekt folgende Partner mitgearbeitet: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), HJELMCO Oil Inc., BRP-ROTAX GmbH & Co, HORIBA Europe GmbH, TSI GmbH, ALPAIR, Schweizer Luftwaffe, Prospective Concepts AG und GABUS SA.

1.2 Hauptzielsetzungen des Projekts

- Entwicklung einer kosteneffizienten Messtechnik für Standmessungen auf freiem Feld zur Bestimmung von gasförmigen Emissionen und Feinstaub.
- Vergleich von Flug- und Standmessungen.
- Bestimmung absoluter Emissionen von einer ganzen Palette von Flugzeug-Kolbenmotoren für die Berechnung von Emissionsinventaren. (Erfassung von kleinen Helikopter- und kleinen Jettriebwerken zu einem späteren Zeitpunkt.)
- Entwicklung von Empfehlungen zum operationellen Betrieb von Kolbenmotoren mit manueller Gemischverstellung, welche die Triebwerklebensdauer und die Schadstoffemissionen berücksichtigen.
- Falls machbar, Verwendung der Ergebnisse aus der Grundlagenforschung für die Entwicklung einer kostengünstigen Emissionszertifizierung kleiner Motoren.
- Unterstützung der Grundlagenforschung, um den vollwertigen Ersatz von verbleitem durch unverbleites Flugbenzin (AVGAS, nicht Autobenzin) voranzutreiben und die Schadstoffemissionen zu reduzieren.



2. Zusammenfassung der Resultate

2.1 BAZL-Datenblätter und ihre praktische Anwendung

2.1.1 Allgemeine Methode für die Emissionsberechnung

Definition von Leistungsstufen (Englisch „mode“) für Flugzeug-Kolbenmotoren

Typische Leistungseinstellungen wurden durch Flugtests ermittelt (Anhang 2). Statische Messungen am Boden wurden an die Ergebnisse aus den Flugtests angepasst. Die Tabelle 1 zeigt fünf Leistungsstufen (mode): Start (Take-off), Steigflug (Climb out), Reiseflug (Cruise), Anflug (Approach) und Rollen (Taxi). Für jeden dieser „Mode“ zeigt die Tabelle typische Leistungswerte, welche für statische Messungen am Boden verwendet wurden (Details Anhang 3). Alle BAZL-Daten, welche aus statischen Bodenmessungen an den Flugzeugen gewonnen wurden, beziehen sich auf diese vorgeschlagenen Leistungsstufen und -werte.

Tabelle 1: Leistungsstufen

Mode	% of max. Propeller HP
Take-off	100
Climb out	85
Cruise	65
Approach	45
Taxi	Operator's Manual

Berechnung der Emissionen eines Flugzeugs im Nahbereich eines Flugplatzes. Lande- und Startzyklus (Englisch: „landing and take-off cycle“ LTO)

Anzahl Triebwerke *

(Roll Zeit * Roll Treibstoffdurchfluss * Roll Emissionsfaktor +
Start Zeit * Start Treibstoffdurchfluss * Start Emissionsfaktor +
Steigflug Zeit * Steigflug Treibstoffdurchfluss * Steigflug Emissionsfaktor +
Anflug Zeit * Anflug Treibstoffdurchfluss * Anflug Emissionsfaktor)

Berechnung der Emissionen eines Flugzeugs im Reiseflug

Anzahl Triebwerke * Reiseflug Zeit * Reiseflug Treibstoffdurchfluss * Reiseflug Emissionsfaktor

2.1.2 Vorgeschlagene Phasenzeiten für die Emissionsberechnung

Für die Anwendung der Gleichungen oben werden in Tabelle 2 folgende Phasenzeiten für Start Zeit, Steigflug Zeit, Anflug Zeit und Roll Zeit vorgeschlagen:

Tabelle 2: Standard-Phasenzeiten für Flugzeug-Kolbenmotoren

Mode	Zeit (Minuten)
Take-off	0.3
Climb out	2.5
Cruise	-
Approach	3
Taxi	12

Bemerkungen:

1) Ein Teil der Kolbenmotor-Flugzeuge wird intensiv für Schulungsflüge verwendet, wobei häufig nur in Platzrunden geflogen wird. Für eine Emissionsberechnung müssen dann zwei Bewegungen (= 1 LTO) zu einer Platzrunde zusammengefasst werden. Die angegebenen Phasenzeiten beinhalten eine möglichst repräsentative Mischung aus normalem LTO und Platzrundenflügen, sowie den Unterschieden in den Steigzeiten zwischen verschiedenen Flugzeugmustern. Die Zeiten können sehr landesspezifisch sein.

- 2) Zeit im Reiseflug: Tatsächliche Flugzeit ausserhalb des Lande- und Startzyklus LTO. Kann diese Zeit nicht direkt ermittelt werden, schlägt das BAZL eine mittlere Zeit für den Reiseflug von 20 Minuten vor, gültig für Kleinflugzeuge in Zentraleuropa. Die totale Flugzeit (inklusive LTO) bewegt sich dann auf einem Durchschnittswert von 30 bis 40 Minuten.
- 3) Die Zeitdauer für den Taxi Mode scheint auf den ersten Blick kurz zu sein. Die mittlere Roll- und Standzeit bei laufendem Motor vor dem Abflug und nach der Landung wurde auf kleine Flugplätze abgestimmt, wo der Grossteil der Flugbewegungen von Kolbenmotor-Flugzeugen stattfindet. Auf (Gross-)Flughäfen kann die durchschnittliche Zeit im Taxi Mode höher sein und sollte entsprechend der lokalen Situation angepasst werden.
- 4) Im Steigflug bis auf 3000ft über Grund (Ende des LTO) wird der Grossteil der Motoren bis 200 PS bei "full throttle" betrieben. In diesen Fällen ist es realistischer, das Steigflugsegment des LTO mit den Emissionsfaktoren und dem Triebstoffverbrauch für „take-off“ zu berechnen.

Die Tabelle 3 enthält Phasenzeiten für den Lande- und Startzyklus (LTO), wenn Platzrundenflüge ausgeschlossen werden. Die Verwendung der angegebenen Zeiten wird für die Berechnung eines Emissionsinventars eines Flugplatzes nicht generell empfohlen. Allerdings lassen sich damit die Emissionen im LTO bis 3000ft über Grund mit denjenigen anderer Motorentypen besser vergleichen.

Tabelle 3: Volle LTO Phasenzeiten für Flugzeug-Kolbenmotoren

Mode	Zeit (Minuten)
Take-off	0.3
Climb out	5
Cruise	-
Approach	6
Taxi	16

2.1.3 Emissionsfaktoren für den Reiseflug

Die meisten, der heute auf dem Markt erhältlichen Flugzeug-Kolbenmotoren besitzen eine manuelle Verstellung des Treibstoff/Luftgemischs, um eine Anpassung an unterschiedliche Flughöhen (bzw. Dichtehöhen) vornehmen zu können. Die Gemischanpassung muss während des Fluges bei jeder Änderung der Leistungskonfiguration und Flughöhe vorgenommen werden. Die Art und Weise der von Hand getätigten Anpassung führt zu einer grösseren Komplexität von Abgasmessungen, insbesondere für die Wahl von repräsentativen Motoreneinstellungen. Die Emissionen können stark variieren, sogar wenn ein und dasselbe Flugzeug mit gleicher Masse, gleicher Dichtehöhe, gleicher Geschwindigkeit, Konfiguration und Fluglage von verschiedenen Piloten geflogen wird. Die Unterschiede stammen von verschiedenen Techniken bei der Gemischeinstellung und sind auch abhängig vom Training der Piloten, der Erfahrung und der vorhandenen Cockpitinstrumentierung (Abschnitte 2.2, 2.3 und Anhang 2). Auf einem BAZL-Datenblatt finden sich die Emissionsfaktoren für den Reiseflug (CRUISE) deshalb in zwei separaten Zeilen, einmal ohne Gemischanpassung und einmal in „standardisierter“ Anpassung:

Tabelle 4: Auszug Datenblatt PF01. CRUISE und CRUISE LEAN Werte. EI = Emissionsfaktoren

MODE	POWER SETTING (%)	TIME (minutes)	FUEL FLOW (kg/s)	EI HC (g/kg)	EI CO (g/kg)	EI NOx (g/kg)	PM (...)
TAKE-OFF	100	0.3	0.0182	12.7	818	6	
CLIMB OUT	85	2.5	0.018	12.3	787	6	
CRUISE	65	60	0.0152	6.9	750	8	
APPROACH	45	3	0.0098	11.5	1055	2	
TAXI	12	12	0.0038	42.6	1123	0	
CRUISE LEAN	65	60	0.0138	5.4	473	23	

CRUISE: Messung bei sehr reichem Treibstoff/Luftgemisch mit der Bezeichnung "full rich", d.h. ohne Gemischanpassung. Relativ gut definierter Betriebszustand, aber nur für Vergleich zu gebrauchen.

CRUISE LEAN: Zu verwenden für die Berechnung von Reiseflugemissionen. Die Messung erfolgte mit Gemischanpassung auf der Grundlage von Flughandbüchern und Messungen im Flug.

„CRUISE LEAN“-Werte sind das Resultat der am häufigsten praktizierten Gemischeinstellung, bei welcher die Piloten das Treibstoff/Luftgemisch hin zu weniger reichen Verbrennungsbedingungen verschieben. Dies wird oft mit dem Begriff „Leanen“ (Abmagern) bezeichnet, jedoch wird in den meisten Fällen der Motor nicht bei magerem Treibstoff/Luftgemisch betrieben, sondern bei weniger reichem. (Die Details werden in den Abschnitten 2.2, 2.3 und im Anhang 2 erklärt.) Es gibt auch Flugzeug-Kolbenmotoren ohne manuelle Gemischeinstellung. Auf den entsprechenden Datenblättern wird dies sichtbar, indem es keinen Unterschied in den Werten von „CRUISE“ und „CRUISE LEAN“ gibt.

2.1.4 Angabe der Emissionen auf einem Datenblatt

Ein BAZL-Datenblatt enthält die berechneten LTO- und die Reiseflugemissionen für eine Stunde Flugzeit in den untersten zwei Zeilen der Datentabelle.

Tabelle 5: Auszug Datenblatt PF01. Treibstoffverbrauch und totale Schadstoffemissionen (HC, CO und NO_x) im Lande- und Startzyklus (LTO) sind in hellgelb markiert. Treibstoffverbrauch und Schadstoffemissionen für 1 Stunde im Reiseflug (CRUISE) sind grün markiert. Alle Werte für LTO und CRUISE wurden gemäss den Vorschlägen in den Abschnitten 2.1.1 bis 2.1.3 berechnet.

MODE	POWER SETTING (%)	TIME (minutes)	FUEL FLOW (kg/s)	EI HC (g/kg)	EI CO (g/kg)	EI NO _x (g/kg)	PM (...) (...)
TAKE-OFF	100	0.3	0.0182	12.7	818	6	
CLIMB OUT	85	2.5	0.018	12.3	787	6	
CRUISE	65	60	0.0152	6.9	750	8	
APPROACH	45	3	0.0098	11.5	1055	2	
TAXI	12	12	0.0038	42.6	1123	0	
CRUISE LEAN	65	60	0.0138	5.4	473	23	
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)			7.53	174	7327	24	
CRUISE 1 HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)			49.7	268	23490	1149	

2.1.5 Datenqualität und Aussagen zur Genauigkeit

Die BAZL-Datenblätter wurden primär auf Grundlage von Messungen mit dem kostengünstigen STARGAS 898 und dem MEXA 1170 HFID Messsystem erstellt (siehe Anhang 1). Für jeden getesteten Motor wurden in jeder Leistungsstufe minimal drei unabhängige Messungen durchgeführt. Die Varianz der Daten wurde statistisch mit einem T-Test und 90% Vertrauensintervall geprüft (siehe Beispiel am Schluss des Anhangs 3).

Die Partikelmessungen wurden messtechnisch durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) durchgeführt. Das hauptsächliche Interesse galt den Feinstpartikeln (Nanopartikel) und den Carbonyl-Emissionen. Zur Zeit gibt es keine kostengünstige Variante für solche Messungen. Die ersten Messungen wurden mit HBKEZ durchgeführt und ziemlich genau ein Jahr später wiederholt und reproduziert (siehe Anhang 4 für Details).

Das BAZL sieht den primären Zweck der Datengewinnung in der Anwendung für Emissionsberechnungen. Das Messsystem, welches bisher verwendet wurde (STARGAS 898), repräsentiert ganz klar keinen Zertifizierungsstandard. Jedoch wird die Datenqualität insbesondere auch in Bezug auf die im Anhang 1a/b beschriebenen Anforderungen als ausreichend für die Verwendung in Emissionsinventaren angesehen. Diese Beurteilung gründet auf den folgenden Vergleichen:

Das BAZL hat die eher qualitative Messung der unverbrannten Kohlenwasserstoffe (NDIR HC Messung mit STARGAS 898) durch eine totale HC Messung ergänzt (MEXA 1170 HFID). Ferner wurden Vergleichsmessungen zwischen der elektrochemischen NO-Sonde im STARGAS 898 und einem Chemolumineszenz-Analysator (CLD) für NO_x durchgeführt. Durch Vergleichsmessungen mit verschiedenen Systemen wurden Korrekturfaktoren für das kostengünstige System bestimmt (siehe Anhang 5 für Details).

Zusätzlich hatte das BAZL die Gelegenheit, ein neu entwickeltes portables System (HORIBA OBS 2200) zu testen. Dieses System erfüllt Ansprüche für qualitativ hoch stehende Emissionsmessungen, welche für Zertifizierungen nötig sind (THC FID, NO/NO₂ CLD, geheizte Messleitung bei 191°C, Abgasvolumenmessung etc, siehe Anhang 1g) Das System ist sehr kompakt, ursprünglich entwickelt und

getestet für Messungen an Bord von Autos und Lastwagen unter realen Betriebsbedingungen. Das System wurde zuerst für Vergleichsmessungen unter statischen Bedingungen am Boden verwendet. Im Projekt ECERT wurde es dann zum ersten Mal in ein Flugzeug eingebaut und in die Luft gebracht. Die während des Fluges emittierten Schadstofffrachten wurden im Sekundentakt zusammen mit Flugzeugposition, Höhe über Meer, Geschwindigkeit über Grund und Flugzeit aufgezeichnet. Daraus konnten vollständige, 4-dimensionale Schadstoffinventare erstellt werden, vom Wegrollen am Flugplatz bis zum Abstellen des Motors am Standplatz. Diese wirklichkeitsnahen Daten wurden mit Ergebnissen der STARGAS Messungen und mit Berechnungsmodellen für den Lande- und Startzyklus verglichen (Details sind im Anhang 2, Kapitel 6 zu finden).

Auf Grund der heutigen Erfahrung schätzt das BAZL die Fehlerbandbreite bei Messungen mit dem kostengünstigen Messsystem (Anhang 1a/b) und bei Verwendung der Berechnungsformeln und Korrekturen von Anhang 5 auf $\pm 15\%$. Dieser Wert erscheint für ein kostengünstiges System akzeptabel, insbesondere wenn man bedenkt, dass operationelle (also pilotenbedingte) Aspekte und unterschiedliche Grundeinstellungen der Motoren die Emissionsfaktoren in weit höherem Masse beeinflussen können (Abschnitt 2.2.2 und Anhang 2). In der Beurteilung des BAZL wird das Ergebnis der Emissionen für ein bestimmtes Flugzeug primär durch die Wahl der Betriebspunkte und der realen Operation bestimmt, weniger durch die Genauigkeit des Messsystems. Das BAZL hat versucht, diesem Umstand Rechnung zu tragen, indem Emissionsmessungen im Flug unter realen Bedingungen durchgeführt wurden.

Vier Flugzeuge wurden zur Erarbeitung der Grundlagen eingesetzt (Anhang 2). Die ersten beiden Flugzeuge HBEYS und HBKEZ wurden im Flug getestet. Nachfolgend wurden Emissionsmessungen unter statischen Bedingungen am Boden durchgeführt, bis es gelang, bestimmte typische Flugzustände durch die Wahl der Einstellungen am Boden zu simulieren. Das dritte Flugzeug HBKIA wurde mit Hilfe des vorher mit HBEYS und HBKEZ entwickelten Verfahrens zuerst am Boden vermessen. Die Ergebnisse aus den Bodenmessungen wurden dann mit nachfolgenden Flugmessungen von HBKIA verifiziert (Anhang 3).

Das HORIBA OBS 2200 Messsystem wurde für Quervergleiche mit dem kostengünstigen System verwendet, um die Datenqualität besser abschätzen zu können. Am Boden wurde dazu HBKEZ eingesetzt. In der Luft wurden mit Hilfe von HBHFX real geflogene Emissionsinventare aufgezeichnet.

2.1.6 Datenblätter herunterladen

Dieser Bericht, sowie die gesamte Dokumentation (Anhänge) und die verfügbaren Datenblätter können von der BAZL-Webseite heruntergeladen werden.

Download link:

<http://www.bazl.admin.ch> ⇒ Für Fachleute ⇒ Umwelt ⇒ Emissionen von Flugzeugtriebwerken

Liste der Abkürzungen, welche in der Motorentabelle verwendet werden:

FOCA UID (Identifikationscode für ein bestimmtes Motorenmuster): Der Code kann als Schlüssel für Berechnungsanwendungen dienen, um Flugzeug- und Motorendaten eindeutig zu verbinden. „P“ steht für Kolbenmotor (piston engine), „F“ steht für BAZL Messung (FOCA).

Rated HP (Nennleistung PS). Herstellerangabe. Die Zahl kann innerhalb von Modellvarianten variieren. Wenn ein bestimmtes Motorenmuster in der Tabelle nicht gefunden werden kann, dienen die Angaben von PS, Verbrennungstechnologie, Kühlsystem und technologischem Alter dazu, das nächstgelegene Muster zu finden.

Piston Engine Model (Typ einer bestimmten Kolbenmotorserie): Um die Anwendung der Tabelle zu erleichtern, ist nur ein Basistyp angegeben. Beispiel: TCM IO-520 A, B, C, D, E, F, J, K & L werden durch den Typ TCM IO-520 repräsentiert. In vielen Fällen sind die Unterschiede in den Emissionsfaktoren zwischen verschiedenen Motorvarianten klein. Die tatsächlich gemessene Variante ist auf dem BAZL-Datenblatt angegeben.

Combustion Technology (Verbrennungstechnologie): Wenn ein bestimmtes Motorenmuster in der Tabelle nicht gefunden werden kann, dient die Angabe der Verbrennungstechnologie dazu, das nächstgelegene Muster zu finden.

Cooling System and Fuel Type (Kühlsystem und Treibstoffart): Wenn ein bestimmtes Motorenmuster in der Tabelle nicht gefunden werden kann, dient die Angabe des Kühlsystems und der Treibstoffart dazu, das nächstgelegene Muster zu finden. Die Feinstaubemissionen sind sehr stark von der Treibstoffart abhängig. Ein Teil der mit AVGAS 100LL gemessenen Motoren dürfen mit unverbleitem Treibstoff betrieben werden. Dies ist in der Datenbank noch nicht ersichtlich.

Technology Age (Technologisches Alter): Wenn ein bestimmtes Motorenmuster in der Tabelle nicht gefunden werden kann, dient die Angabe des technologischen Alters dazu, das nächstgelegene Muster zu finden. Motorentechnologie aus den 60er Jahren ist heute noch am häufigsten vertreten.

Data Source (Datenquelle): Zur Vervollständigung wurden die FAEED-Daten⁵, welche das BAZL bisher verwendet hatte, in die Tabelle aufgenommen. Ein Vergleich mit Messungen im BAZL-Projekt ECERT hat gezeigt, dass die existierenden FAEED-Daten für die Verwendung in LTO-Berechnungen vernünftig erscheinen. Aus diesem Grunde hat sich das BAZL auch darauf konzentriert, die Emissionsdaten vor allem von fehlenden und moderneren Motoren zu bestimmen, um die Daten zu vervollständigen.



Bild 1: Messgeräte im BAZL-Messwagen

⁵ FAEED = US Federal Aviation Engine Emissions Databank

2.2 Allgemeine Erkenntnisse über die Schadstoffemissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren

2.2.1 Grundlagen der Verbrennung

a) Was geht in den Motor? Zusammensetzung von AVGAS 100LL

AVGAS (AViation GASoline) ist ein komplexes Gemisch von Kohlenwasserstoffen und Zusätzen, welches die Spezifikationen gemäss der US Norm ASTM D-910 einhalten muss. Die Norm ermöglicht einen sicheren Betrieb für den gesamten möglichen Temperatur- und Druckbereich.

Zusätze (Additive):

- Der grösste Teil des erhältlichen AVGAS ist AVGAS 100LL, ein verbleites Benzin. Das „LL“ steht für „wenig Blei“, was eine sehr relative Bezeichnung ist. AVGAS 100LL kann bis zu 0.8 g Bleiverbindungen (tetra ethyl lead) pro kg Benzin enthalten. Der Bleizusatz dient der Erreichung der hohen, flugspezifischen Oktanzahlen von 100/130. Vor vielen Jahrzehnten wurde der Bleizusatz eingeführt, um das Leistungsgewicht der Motoren zu verbessern, indem bei grossvolumigen Zylindern die Kompression erhöht wurde. Das BAZL nimmt an, dass ungefähr 30% der weltweiten Kolbenmotorflugzeugflotte auf ein Benzin mit so hohen Oktanzahlen angewiesen sind. Relativ hohe Verdichtung, suboptimale Treibstoff/Luft-Gemische sowie einschlecht angepasster Zündzeitpunkt führen sonst zu „Klopfen“ (explosionsartige Verbrennung) und Selbstzündung, was einen solchen Motor innert kürzester Zeit zerstören kann.
- Wenn das Benzin verbleit ist, enthält es gleichzeitig eine ähnlich grosse Menge von Etyhlen Dibromid. Diese Substanz wird benötigt, um Bleiablagerungen im Triebwerk möglichst zu verhindern. Ohne diesen sog. „Scavenger“ würden Zündkerzen, Ventile und Ventilstössel viel schneller verbleien. Trotz Scavenger können sich beispielsweise in der Ölwanne während der Lebenszeit eines Motors Bleirückstände von mehr als 1 kg Masse ansammeln. Wie Blei ist das Bromid eine umweltschädigende Substanz, welche als krebserregend gilt und zum Abbau von stratosphärischem Ozon beitragen kann.
- Farbstoffe: Die blaue Farbe in AVGAS 100LL (1,4 – dialkylamino-antraquinone) kann allergische Reaktionen und Hautrötungen hervorrufen.
- Antioxidantien (Verhinderung von Ablagerungen und Sedimentbildung im Tanksystem)
- Vereisungshemmer (optional)
- Zusatz zur Verbesserung der elektrischen Leitfähigkeit (optional)

Wie Autobenzin enthält AVGAS 100LL geringe Mengen von Benzol, eine giftige Substanz, welche als krebserregend gilt.

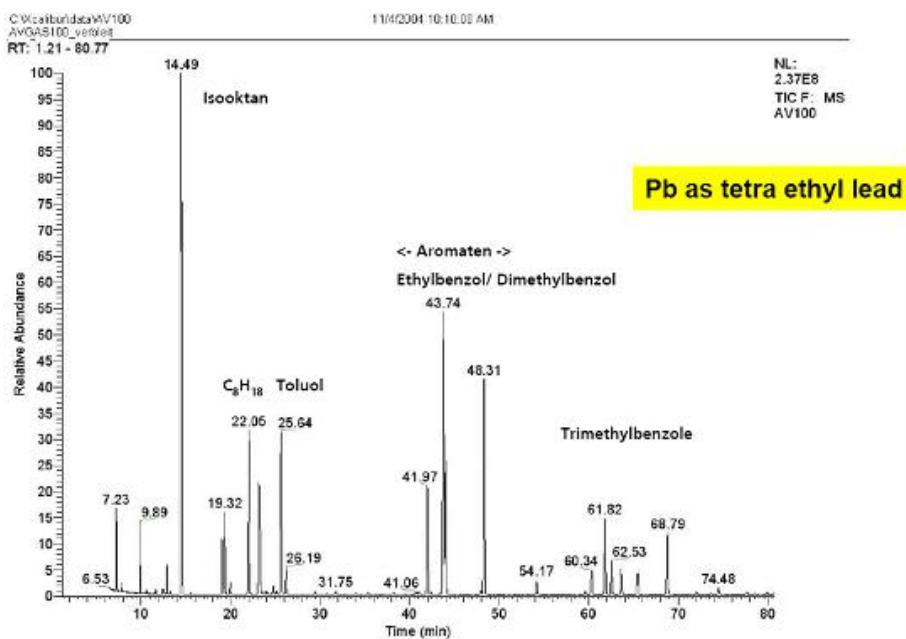


Abbildung 1: Zusammensetzung von AVGAS 100LL, welches für Teile der BAZL-Abgasmessungen verwendet wurde. Die Analyse wurde durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit Hilfe von Gaschromatographie und Massenspektrometrie durchgeführt. [C. Wahl / DLR]

Bemerkung: Es gibt im Prinzip sauberere Alternativen zu AVGAS 100LL, sauberer als Autobenzin. Während des Projekts hat das BAZL die Zusammenarbeit mit der schwedischen Firma Hjelmsco Oil aufgenommen, welche ein synthetisch hergestelltes, sehr reines AVGAS produziert. Der Treibstoff erfüllt die ASTM-D910 Normen und könnte ohne Zusatzzertifizierung direkt in einer Vielzahl von Flugzeugen mit Kolbenmotor eingesetzt werden (siehe Anhang 4 für Details).

Es gibt Flugzeug-Motorenkombinationen, welche für die Verwendung von bestimmten Autobenzinsorten (MOGAS) zugelassen sind. In Europa ist MOGAS bleifrei und es kann in entsprechend zugelassenen Flugzeugen zur Emissionsreduktion beitragen. In vielen Fällen wird aber dessen Verwendung in Flugzeugmotoren durch die hohe Bandbreite der möglichen Zusammensetzung und durch einen gewissen möglichen Alkoholgehalt stark eingeschränkt. Nicht nur der Motor (welcher in vielen Fällen nicht das Problem darstellt), sondern die ganze Flugzeugzelle muss für den Einsatz von MOGAS zertifiziert sein. Zusätzliche Anforderungen betreffen vor allem das Treibstoffsystem. MOGAS kann deshalb AVGAS nur in bescheidenem Rahmen ersetzen.

Für theoretische Berechnungen des Verbrennungsprozesses muss aus dem vielfältigen Gemisch von Kohlenwasserstoffmolekülen, welche es im Treibstoff gibt, ein repräsentatives AVGAS- oder MOGAS-Molekül ausgewählt werden. Die Abbildung 2 zeigt eine typische Verteilung der Kohlenstoffzahlen von AVGAS-Molekülen.

Für ein repräsentatives AVGAS-Molekül wird eine Zusammensetzung von **7 Kohlenstoffatomen** und **13 Wasserstoffatomen** angenommen (C_7H_{13}). Für alle Standardberechnungen von ausgestossenen Abgasmassen verwendet das BAZL dieses Molekül (siehe auch Anhang 5).

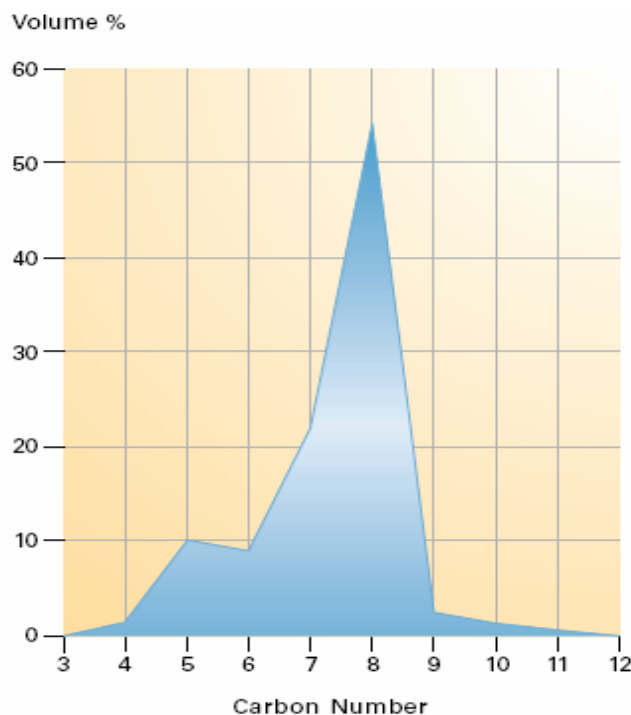


Abbildung 2: Verteilung der Kohlenstoffzahl von Kohlenwasserstoffmolekülen in AVGAS 100LL. [Chevron]

b) Wie viel Luft braucht es für ein Feuer?

Um ein Feuer zu entfachen, braucht es Treibstoff **und** Luft. Allgemein gilt: Je mehr von beidem genommen wird, desto heisser wird die Flamme. Aber die Verbrennung wird nur im Bereich bestimmter Treibstoff/Luft-Verhältnisse „optimal“ sein.

Das **Verbrennungsgemisch** innerhalb eines Zylinders, bei dem das Treibstoff/Luft-Verhältnis weder einen Überschuss von Treibstoff noch einen Überschuss an Luft aufweist, heisst **stöchiometrisch**. Unter dieser Bedingung sind alle reagierenden Teilchen in der für die chemische Reaktion optimalen Menge vorhanden. Dabei wird die **grösstmögliche Verbrennungswärme für eine bestimmte Menge angesaugter Luft** freigesetzt.

Bei stöchiometrischem Gemisch hat ein Zylinder seine **maximale Abgastemperatur** (peak exhaust gas temperature, peak EGT). „**Peak EGT**“ kann als Punkt der Gemischeinstellung für **maximale Verbrennungswärme** bezeichnet werden.

Um die Menge Luft abzuschätzen, welche nötig ist, um eine bestimmte Menge an Treibstoff stöchiometrisch zu verbrennen, braucht es eine chemische Reaktionsgleichung. Es gilt zu beachten, dass in einem Verbrennungsprozess die Masse aller reagierenden Teilchen erhalten bleibt. Moleküle können verändert werden, aber nichts geht bei einer Verbrennung verloren. Treibstoff- und Luftmoleküle werden unter Freisetzung von Wärmeenergie zum Teil in andere Moleküle umgewandelt. Die gesamte Masse der Teilchen am Auspuff ist jedoch gleich der Masse der Teilchen vor der Verbrennung.

Berechnung mit Hilfe der Reaktionsgleichung für vollständige Verbrennung:

1 C₇H₁₃ (AVGAS) + 10.25 O₂ (Luftsauerstoff) + 39 N₂ (Luftstickstoff) reagieren zu („**verbrennen**“ zu):

7 CO₂ (Kohlendioxid) + 6.5 H₂O (Wasserdampf) + 39 N₂

Die Gleichung mit der Anzahl der Moleküle wird mit Hilfe von Molmassen in eine Massengleichung umgewandelt. Für die Stoffmenge von 1 Mol AVGAS erhalten wir:



Daraus können wir ablesen, dass 97.18 g Treibstoff (AVGAS) mit total 1420 g Luft (O₂ + N₂) reagiert. Dies entspricht einem Massenverhältnis von 1 : 14.6

Die Folgerung ist, dass für die vollständige Verbrennung von 1 kg Treibstoff rund 15 kg Luft nötig sind!

Verhältnis Treibstoff/Luft 1kg / 15 kg = 0.067 (für stöchiometrische Verbrennung)

c) Was kommt aus dem Auspuff?

Aus der chemischen Massengleichung (1) können wir auch sehen, dass bei vollständiger Verbrennung gilt:

1 kg Treibstoff (AVGAS) produziert

- 3.17 kg CO₂ (Kohlendioxid)
- 1.21 kg H₂O (Wasserdampf)

CO₂ und H₂O sind keine Schadstoffe, aber beide atmosphärische Treibhausgase, weil sie die Eigenschaft haben, Infrarotstrahlung (Wärmestrahlung) zu absorbieren. Der grösste Teil des N₂ (78Vol% Anteil in der Umgebungsluft) geht ohne Veränderung durch den Verbrennungsprozess.

Die Abgase bestehen hauptsächlich aus heisser Luft (N₂, CO₂ and H₂O).

Neben heisser Luft werden Schadstoffe gebildet.

Ursachen für die Produktion von Schadstoffen können sein:

Sauerstoffmangel:

Wenn es zu wenig Sauerstoff gibt, um das C im Treibstoff zu CO₂ (Kohlendioxid) zu verbrennen, hört die Reaktion bei der Bildung von **CO (Kohlenmonoxid)** auf.

Der Treibstoff kann nicht vollständig zu CO₂ und H₂O (Wasserdampf) reagieren und ein komplexes Gemisch von Kohlenwasserstoffmolekülen (C_xH_y) wird ausgestossen. Die Kurzschreibweise für diese Moleküle lautet **HC**.

Hohe Verbrennungstemperaturen und –drücke mit kurzen chemischen Reaktionszeiten:

Der Stickstoff (N_2), welcher in der Umgebungsluft vorhanden ist (78Vol%) und der Sauerstoff (O_2) aus der Umgebungsluft (21Vol%) beginnen bei der Verbrennung (im Zylinder) miteinander zu reagieren und bilden Stickoxide (NO und NO_2), welche oft als NO_x bezeichnet werden.

Schadstoffe: CO, HC, NO_x , Russ, Blei- und Bromidverbindungen (AVGAS 100LL)

Das BAZL konzentrierte sich auf die Messung der CO-, totalen HC- und NO_x -Emissionen. Sie werden in den BAZL-Datenblättern für die einzelnen Motoren ausgewiesen. Russ- und andere Partikelmessungen wurden durch das Institut für Verbrennungstechnik des DLR in Stuttgart in gemeinsamen Projekten durchgeführt (Anhang 4).

d) Eigenschaften von Schadstoffen**Kohlenmonoxid (CO):**

- Giftiges Gas, verhindert die Aufnahme von Sauerstoff ins Blut, da es sich besser an die roten Blutkörperchen bindet als Sauerstoff. Bei hoher CO-Konzentration kann beim Menschen deshalb der Erstickungstod eintreten, auch wenn sonst genügend Sauerstoff vorhanden wäre.
- Chemisch instabil, wird in der freien Atmosphäre normalerweise innert Tagen zu CO_2 umgewandelt.

Kohlenwasserstoffe (HC):

- Hunderte möglicher H-C-Moleküle (z.B. Formaldehyd) mit unterschiedlichen gesundheitlichen Auswirkungen, einige Moleküle gelten als krebserregend.
- Einige werden mit Hilfe von Sonnenlicht (UV) in sog. Radikale (sehr reaktionsfreudige Moleküle) umgewandelt, welche zur Bildung von Bodenozone beitragen können. In der Troposphäre kann Ozon sehr stark mit verschiedenen Substanzen reagieren. Bodenozone ist deshalb in kleinsten Konzentrationen ein „Putzmittel“ (+), allerdings ist es bei erhöhten Konzentrationen selber für Pflanzen, Tiere und Menschen giftig (-).

Stickoxide (NO_x):

- NO wandelt sich in der freien Atmosphäre innerhalb Minuten bis Stunden in NO_2 um.
- NO_2 (gelbliche Farbe) ist giftig für das Atmungssystem.
- Mit Sonnenlicht (UV) tragen NO und NO_2 stark zu den Bildungsprozessen von Bodenozone bei.

2.2.2 Einstellungen des Treibstoff/Luftgemischs**a) Dominierende “Uralt-Technik” erfordert eine Gemischverstellung von Hand**

Rund 70% der im globalen Markt vorhandenen Flugzeug-Kolbenmotoren weisen folgende allgemeine Konstruktionsmerkmale auf:

- Gegenüberliegende Zylinder in Boxeranordnung.
- Grosses Zylindervolumen, relativ geringe Drehzahl, kein Untersetzungsgetriebe zum Propeller (Direktantrieb).
- Luftgekühlt (direkt durch Luftkühlung der Zylinder, indirekt durch Luftkühlung des Ölkühlers)
- Vergaser, welche auf Veränderungen in den Umgebungsbedingungen oder im Verbrennungsprozess nicht selbsttätig reagieren.
- Einspritzsysteme, welche auf Veränderungen in den Umgebungsbedingungen oder im Verbrennungsprozess meist nicht selbsttätig reagieren.
- Einspritzsysteme ohne direkte zeitliche Abstimmung mit den Ventilbewegungen der Zylinder.
- Fixer Zündzeitpunkt, ohne Berücksichtigung der Motorendrehzahl (ausser beim Anlassen).
- Alles mechanisch, keine elektronischen Komponenten.

Dieses allgemeine Konzept, welches hier mit “Uralt-Technik” bzw. “konventionell” bezeichnet wird, hat sich in den letzten Jahrzehnten kaum verändert. Dazu beigetragen haben vermutlich das sehr gute Verhältnis von Motorleistung zu Gewicht, die „Einfachheit“ (verglichen mit einem heutigen Automotor) sowie eine sehr gute Zuverlässigkeit und Lebensdauer solcher Motoren. Im Unterschied zu einem Automotor muss ein Flugzeugmotor ein aufwändiges und entsprechend teures Zertifizierungsverfahren durchlaufen, welches der Flugsicherheit dient. Gleichzeitig ist der Markt für Flugzeug-

Kolbenmotoren vergleichsweise klein. Diese Situation ist völlig verschieden von der Situation für Automotoren, welche in Millionenstückzahlen produziert werden. Ein zusätzliches Handicap besteht durch verbleites AVGAS, welches zur Zeit noch nicht vollständig ersetzt werden kann und welches die Installation von automatischen Gemischregelungen sehr schwierig macht.

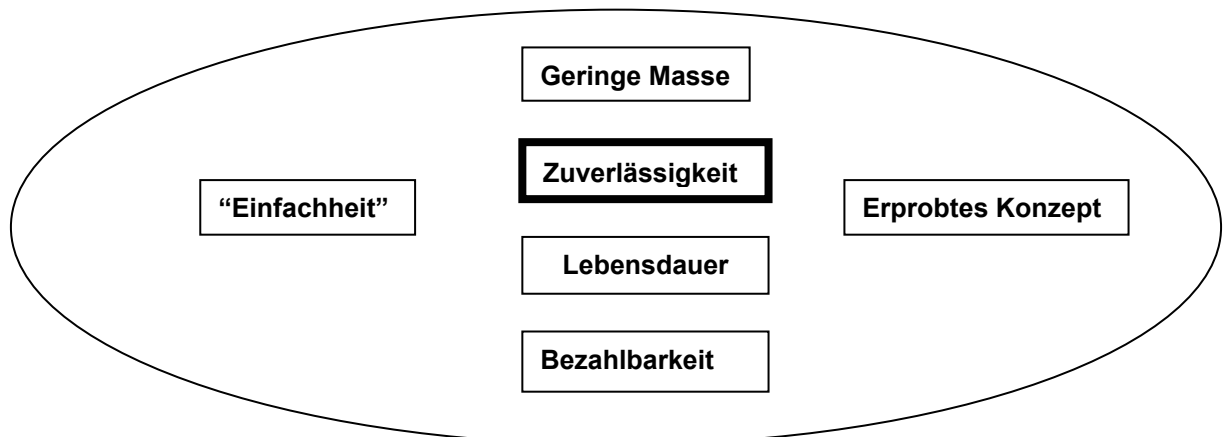


Abbildung 3: Grundlegende Konstruktionskriterien eines Flugzeug-Kolbenmotors mit "Uralt-Technik".

Die Nachteile der "Uralt-Technik" sind:

- **Hoher spezifischer Treibstoffverbrauch** (vor allem bei hoher Leistung)
- **Hohe spezifische Emissionen**

Zunehmende Flughöhe (abnehmende Luftdichte) erhöht das Verhältnis Treibstoff zu Luft (bei einem Motor ohne Turbolader).

Weil Vergaser- und Einspritzsysteme von "Uralt-Technik"-Flugzeug-Kolbenmotoren keine direkten Sensoren für die Luftdichte und das entstehende Treibstoff/Luftgemisch haben, **muss das Treibstoff/Luftgemisch manuell angepasst werden**. Ohne Korrektur läuft der Motor bei abnehmender Luftdichte zunehmend mit treibstoffreichem Gemisch. Sehr hohe Schadstoffemissionen und Treibstoffverschwendung sind die Folge. Schliesslich kann der Motor sogar absterben.



Bild 2: Gashebel (schwarz), Propellerverstellung (Blau) und Gemischhebel (Rot).

Der Gemischhebel („Mixer“) steuert zusätzlich zum Gashebel („Throttle“):

- Die Leistung des Motors
- Die Temperatur des Motors
- Die Schadstoffemissionen
- Den spezifischen Treibstoffverbrauch

Die Position des Gemischhebels (Mixer) spielt im Zusammenhang mit Emissionen eine zentrale Rolle. Deshalb erfordert das "Mischen" beispielsweise von Seite der Piloten genaue Kenntnis der Funktionsweise und der Auswirkungen. Derselbe Anspruch muss an Personen gestellt werden, welche Abgasmessungen an Flugzeug-Kolbenmotoren vornehmen.

b) Die Definition von reichem und magerem Gemisch mit der Luftzahl Lambda (λ)

Es hat sich als praktisch erwiesen, das aktuell in einem Motor vorhandene Luft/Treibstoffgemisch mit dem stöchiometrischen Luft/Treibstoffgemisch in Beziehung zu setzen. Bei Automotoren (Benzinmotoren) mit Katalysator wird manchmal von einer Lambda-Sonde gesprochen, welche zur Regelung des Luft/Treibstoffgemischs verwendet wird. Die Lambda Sonde misst den Sauerstoffanteil im Abgas. Das Signal der Sonde wird gebraucht, um das Luft/Treibstoffgemisch in den Zylindern möglichst nahe am stöchiometrischen Punkt zu halten. Wenn das Luft/Treibstoffgemisch stöchiometrisch ist, so ist Lambda = 1. Wenn in der Verbrennung ein Treibstoffüberschuss herrscht (Sauerstoffmangel), so ist Lambda kleiner als 1. Bei Sauerstoffüberschuss ist Lambda grösser als 1. Das Wort Lambda ist übrigens nichts anderes als das griechische kleine L, in Griechisch geschrieben als λ .

Definition von λ :

$$\lambda = \frac{\text{Luftmasse : Treibstoffmasse} \quad (\text{gemessen})}{\text{Luftmasse : Treibstoffmasse} \quad (\text{stöchiometrisch})}$$

für AVGAS :

$$\lambda = \frac{\text{Luftmasse : Treibstoffmasse} \quad (\text{gemessen})}{14.6 \quad (\text{stöchiometrisch})}$$

Bemerkung :

$\lambda > 1$ mageres Gemisch (lean), $\lambda < 1$ reiches Gemisch (rich)

“lean” = treibstoffarmes bzw. mageres Gemisch (Sauerstoffüberschuss)
“rich” = treibstoffreiches bzw. reiches Gemisch (Sauerstoffmangel)

Beispiel: Wenn ein Vergaser Luft und Treibstoff im Verhältnis von 10 kg zu 1 kg mischt, dann ist

$$\lambda = (10 : 1) : (14.6 : 1) = 10 : 14.6 = 0.68 \Rightarrow \text{Der Motor läuft reich, mit Sauerstoffmangel.}$$

c) Die manuelle Gemischverstellung („Mixer“) steuert den Wert von Lambda

Die Abbildung 4 zeigt Werte für Lambda in Abhängigkeit von der prozentualen Dauerleistung eines TCM IO-550B Motors. Der grau schattierte Bereich zeigt die Region, in welcher sich Lambda bei der Gemischeinstellung „full rich“ unter Standardbedingungen (ISA) im gesamten angegebenen Leistungsbereich des Motors bewegt. Im Taxi Mode läuft der Motor bei Lambda = 0.7 und wird dann etwas reicher bis 20% Dauerleistung. Mit zunehmender Leistung – wenn der Gemischhebel auf Stellung „full rich“ belassen wird – läuft der Motor ein wenig weniger reich (Lambda = 0.78). Gegen die maximale Dauerleistung hin läuft der Motor wieder etwas reicher mit einem Lambda um 0.74.

Wenn der Gemischhebel bei einer festen Stellung des Gashebels zurückgezogen wird, so **steigt der Wert von Lambda an. Der Motor läuft weniger und weniger reich.** (Das Ziehen des Gemischhebels bewirkt in vielen Fällen eine Reduktion des Benzindrucks.) Dies wird am Beispiel einer Einstellung von 45% Dauerleistung gezeigt (Abbildung 4, rote Linie). Bei immer noch reichem Gemisch wird beim Zurückziehen des Gemischhebels zuerst der Punkt für beste Leistung erreicht (fixe Gashebelstellung). Danach wird das Gemisch stöchiometrisch, was zum Maximum der Abgastemperatur (peak EGT) führt. Wird dieser Punkt überschritten, läuft der Motor mager und der Punkt für beste Wirtschaftlichkeit (minimaler Verbrauch pro Leistung) wird erreicht. Beim Weiterziehen des Gemischhebels beginnt der Motor rau zu laufen und kann absterben. Am Endanschlag des Gemischhebels wird die Treibstoffzufuhr unterbrochen und der Motor stellt definitiv ab.

Es muss beachtet werden, dass sich die Leistung des Motors während der Verstellung des Gemischhebels ändert, auch wenn der Gashebel nicht angerührt wird. Für die dokumentierte Messung wurde der Gashebel deshalb ebenfalls angepasst, um die Leistung des Motors konstant zu halten. Das BAZL

hat zudem für diese Messung eine tiefe Leistung gewählt, um die Motortemperaturen des am Boden stehenden luftgekühlten Motors innerhalb der Limiten zu halten. Die Veränderungen von Lambda in Abhängigkeit von der Stellung des Gemischhebels sind jedoch grundsätzlich für alle Leistungseinstellungen gültig und auch nicht auf das gemessene Motorenmuster beschränkt.

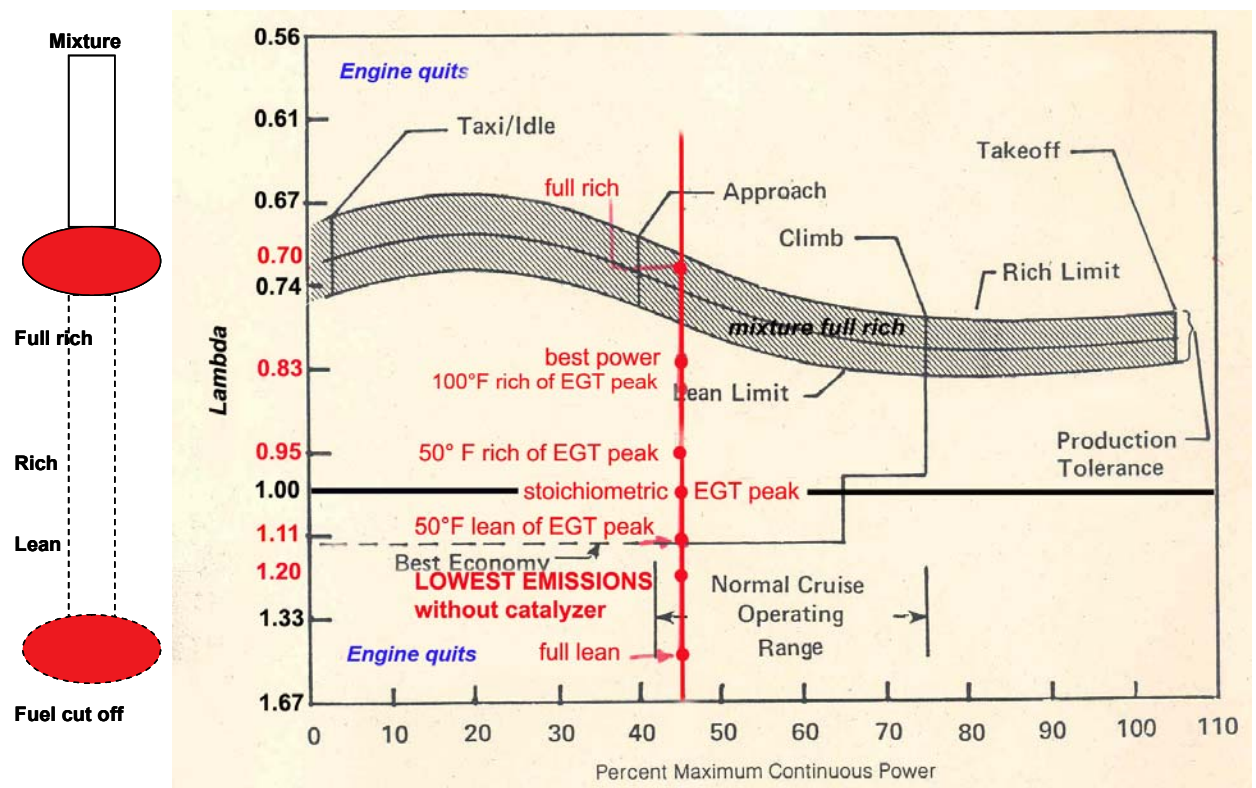


Abbildung 4: Werte für Lambda in Abhängigkeit von der Position des Gemischhebels, von „full rich“ (vollreich) bis „lean“ (mager), gemessen mit einem TCM IO-550B Motor bei 45% Dauerleistung. Das Berechnungsverfahren für Lambda ist im Anhang 5 beschrieben. EGT = Abgastemperatur.

d) Typische Werte für Lambda

$\lambda = 1$	„Peak EGT“ (maximale Abgastemperatur, Gemischeinstellung für maximale Verbrennungswärme)
$\lambda = 0.85$	zirka 100°F „rich of peak EGT“ (Gemischeinstellung für maximalen Verbrennungsdruck, grösste Leistung bei fixer Gashebelstellung)
$\lambda = 0.95$	zirka 25 - 50°F „rich of peak EGT“ (immer noch ein reiches Gemisch, oft im Reiseflug verwendet)
$\lambda = 1.15$	zirka 50°F „lean of peak EGT“ (mageres Gemisch, tiefster spezifischer Treibstoffverbrauch)

e) Einfluss der Gemischhebelstellung auf Motorentemperaturen und Leistung

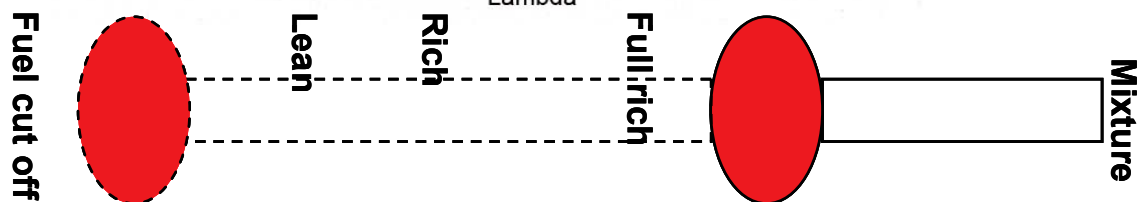
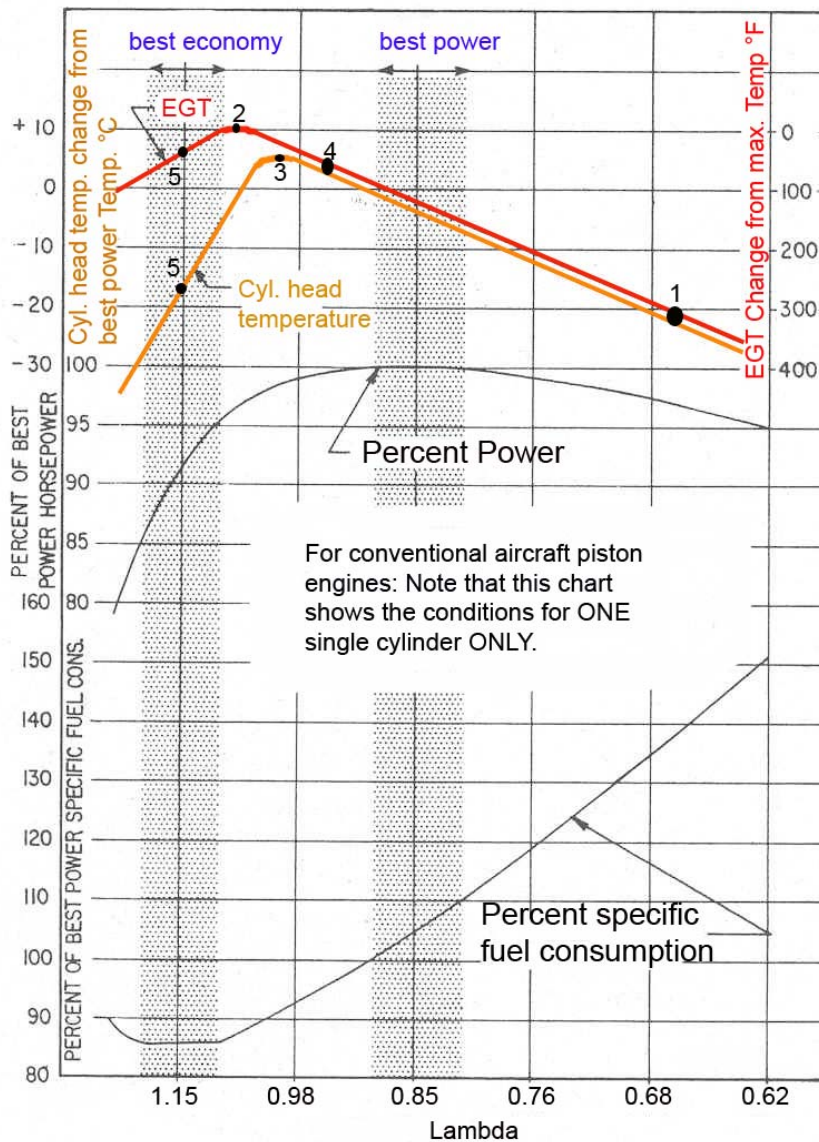


Abbildung 5: Einfluss der Gemischhebelstellung (Lambda) auf Temperatur, Leistung und spezifischen Treibstoffverbrauch bei einer fixen Gashebelstellung. Bemerkung: Die Grafik bezieht sich auf die Zustände in einem einzigen Zylinder des Motors, nicht auf den Betriebszustand des Motors als Ganzes. 1 = „full rich“, 2 = „peak EGT“, 3 = maximum CHT, 4 = Standard Einstellung im Reiseflug, 5 = mageres Gemisch. CHT = Zylinderkopftemperatur, „best power“ = beste Leistung, „best economy“ = geringster spezifischer Treibstoffverbrauch.

[Mit Anpassungen entnommen aus Textron™ Lycoming™]

Diskussion:

Wird bei einer fixen Gashebelstellung der Gemischhebel aus der Stellung „full rich“ (Position 1) langsam zurückgezogen, so steigen die Zylinderkopftemperatur (CHT), die Abgastemperatur (EGT) und die Leistung an und der spezifische Treibstoffverbrauch⁶ (*SFC*) wird besser.

Bei einer Abgastemperatur (EGT) von rund 100°F „rich of peak EGT“ wird die Einstellung für beste Leistung erreicht.

⁶ Der spezifische Treibstoffverbrauch *SFC* misst die benötigte Treibstoffmenge zur Erzeugung einer bestimmten Leistung.

Beim Weiterziehen des Gemischhebels bleibt das Luft/Treibstoffgemisch zunächst immer noch reich und sowohl CHT als auch EGT nehmen weiter zu. **Bei 50° bis 25°F „rich of peak EGT“ (Position 4) liegt die CHT im Bereich des Maximums (für eine bestimmte fixe Gashebelstellung).** Interessanterweise ist dies die am meisten gewählte Gemischeinstellung für den Reiseflug bei „Uralt-Technik“-Flugzeug-Kolbenmotoren. Diese Einstellung wird in etwa auch erreicht, wenn bei Flugzeugen mit Festpropeller und ohne EGT Anzeige die Regel „Fühl beim Mixen den Drehzahlabfall und stosse den Gemischhebel wieder 1 cm nach vorne“ angewendet wird (Abschnitt k).

Wird der Gemischhebel aus der vorgängig beschriebenen Position weiter zurückgezogen, so wird das Luft/Treibstoffgemisch stöchiometrisch und die Abgastemperatur wird maximal (peak EGT, Position 2). Die CHT ist schon ein wenig gefallen. Die Leistung ist ebenfalls leicht zurückgegangen und der *SFC* hat sich weiter verbessert.

Beim Weiterziehen des Gemischhebels über „peak EGT“ hinaus, wird das Luft/Treibstoffgemisch mager ($\lambda > 1$). Die Abgastemperatur nimmt ab, **die Zylinderkopftemperatur (CHT) nimmt deutlich ab.** Die Leistung geht ebenfalls deutlich zurück und der spezifische Treibstoffverbrauch (*SFC*) erreicht seinen besten bzw. tiefsten Wert. Der Rückgang der Zylinderkopftemperatur bei magerem Gemisch scheint auf den ersten Blick der praktischen Erfahrung von Piloten und Mechanikern zu widersprechen, wonach Motoren (bzw. einzelne Zylinder) bei mageren Gemischeinstellungen thermisch überlastet werden können. Die Analyse des Autors zu dieser Problematik wird im Abschnitt j) diskutiert.

Beste Leistung (best power):

- Die beste Leistung wird bei einem Luft/Treibstoff-Gemisch erreicht, welches leichten Sauerstoffmangel aufweist (**zirka 100°F unterhalb und auf der reichen Seite von „peak EGT“**).
- Unter dieser Bedingung wird als Folge von unvollständiger Verbrennung ein leichter Überschuss an Verbrennungsgasen produziert (vor allem CO).
- Der produzierte Gasüberschuss erhöht den Druck im Zylinder beim Arbeitstakt. Dadurch wird die Kolbenbewegung verstärkt.
- **“Best power“-Gemischeinstellung** kann als Gemischeinstellung für **maximalen Verbrenungsdruck** angesehen werden.
- Die Kolbenbewegung, nicht Hitze *per se* erzeugt Leistung.
- “Best power” ist normalerweise rund 5 bis 7% höher als die Leistung bei der Gemischeinstellung “full rich”, bezogen auf Meereshöhe.
- Bei “best power” liefert das Gemisch am meisten Leistung pro angesaugte Luftmasse, nicht am meisten Leistung pro verbrannte Treibstoffmasse. Mit anderen Worten: Bei “best power” läuft der Motor nicht am effizientesten.

Geringster spezifischer Treibstoffverbrauch (best economy):

- **Wenn die Gemischeinstellung über die „peak EGT“ hinaus in den mageren Bereich verschoben wird, fällt der Treibstoffverbrauch bis zu einem gewissen Punkt stärker ab als die Leistung.**
- Dieser Punkt wird als Gemischeinstellung für **“best economy”** oder **“best SFC”** bezeichnet und liegt um die **50°F unterhalb und auf der mageren Seite von “peak EGT” (50°F lean of peak EGT).**
- Bei einer Gemischeinstellung für **“best economy”** kann der **Treibstoffverbrauch** bei fast gleicher Leistung im Reiseflug **bis zu 40% tiefer sein als bei der Einstellung für „best power“!**

f) Einfluss der Gemischhebelstellung auf die Emissionen

Das BAZL-Instrumentarium für die Messung und Berechnung von Emissionsfaktoren ist in den Anhängen 1 und 5 beschrieben. Mit Hilfe dieses Instrumentariums wurden Abgasmessungen im Flug bei unterschiedlichen Einstellungen des Gemischhebels durchgeführt und ausgewertet (Anhang 2). Um Emissionswerte (in Masseneinheiten) zu erhalten, müssen gemessene Abgaskonzentrationen (bzw. Emissionsfaktoren) mit dem Treibstoffverbrauch multipliziert werden, so wie es im Abschnitt 2.2.1 dieses Berichts dargestellt wurde. Die Abbildung 6 (nächste Seite) zeigt nun die Abgaskonzent-

rationen von CO₂ und Schadstoffen in Abhängigkeit von der Gemischhebelstellung und bei fixer Gashebelstellung. Als Beispiel für die Angabe der Abgaskonzentrationen wurde der Motor TCM IO-550B der HBKIA ausgewählt.

- 1) Der Verlauf der Kurven in der Abbildung 6 ist für **alle** Verbrennungsmotoren (ob Kolbenmotoren, Gasturbinen etc.) repräsentativ.
- 2) Einerseits gilt: Wenn die Konzentration eines bestimmten Schadstoffs im Abgas **und** der Treibstoffverbrauch beide hoch sind, gibt es hohe Emissionen. Andererseits: Eine Reduktion des Treibstoffverbrauchs kann die Emissionen reduzieren, auch dann, wenn die Konzentration eines Schadstoffs im Abgas nicht reduziert wird.

Die folgende Beschreibung der Abbildung 6 berücksichtigt den dargestellten Verlauf der Abgaskonzentrationen und einen von rechts nach links abnehmenden Treibstoffverbrauch:

- Bei der Gemischeinstellung “full rich” sind die CO-Emissionen extrem hoch, HC hoch, NO_x tief. Das direkt im Abgas gemessene CO₂ ist ziemlich tief, weil ein grosser Teil davon als CO vorliegt, aber es muss die später stattfindende Umwandlung von CO in CO₂ berücksichtigt werden, so dass die totalen CO₂-Emissionen schliesslich sehr hoch sein werden (entsprechend dem sehr hohen Treibstoffverbrauch).
- Bei der Gemischeinstellung “best power”, nehmen CO und HC ab, NO_x nimmt in Folge der gestiegenen Effizienz des Motors zu. Die totalen CO₂-Emissionen sind immer noch hoch.
- Bei einer Standard-Gemischeinstellung für Reiseflug (“rich of peak EGT”), nehmen CO und HC weiter ab, **NO_x hingegen steigt stark an** und das totale CO₂ ist immer noch relativ hoch.
- Bei “peak EGT” ist CO sehr tief, HC tief und NO_x nahe am Maximum (vollständige Verbrennung des Treibstoffs mit NO_x “trade-off”). Das totale CO₂ beginnt abzunehmen.
- Bei einer mageren Gemischeinstellung (“mixture lean”, $\lambda = 1.15$) sind CO und HC sehr tief, NO_x relativ tief und CO₂ tiefer. Der Motor ist bei seinem besten spezifischen Treibstoffverbrauch. Tiefe Abgaskonzentrationen und tiefer Treibstoffverbrauch führen zu den tiefstmöglichen Emissionen. Wenn nicht Höchstleistung gefordert ist, wäre dies die bevorzugte Einstellung des Gemischhebels.

Folgerung: Die bevorzugte Einstellung des Gemischhebels

- **Für tiefstmögliche Emissionen**
- **Für tiefstmöglichen Treibstoffverbrauch pro Flugstrecke (in vielen Fällen)**
- **Für vernünftige Zylinderkopftemperaturen (siehe auch Abbildung 7)**

wäre bei 50°F “Lean of peak EGT”, mit einem λ von etwa 1.2

Aus Flughandbüchern (AFM) und Motorenhandbüchern ist bekannt, dass diese Gemischeinstellung

- **Bei den meisten “Uralt-Technik”-Motoren nicht angewendet werden darf.**
- **Bei den meisten “Uralt-Technik”-Motoren in der Praxis nicht funktioniert.**

Gründe dafür und mögliche Lösungen werden im Abschnitt j) diskutiert.

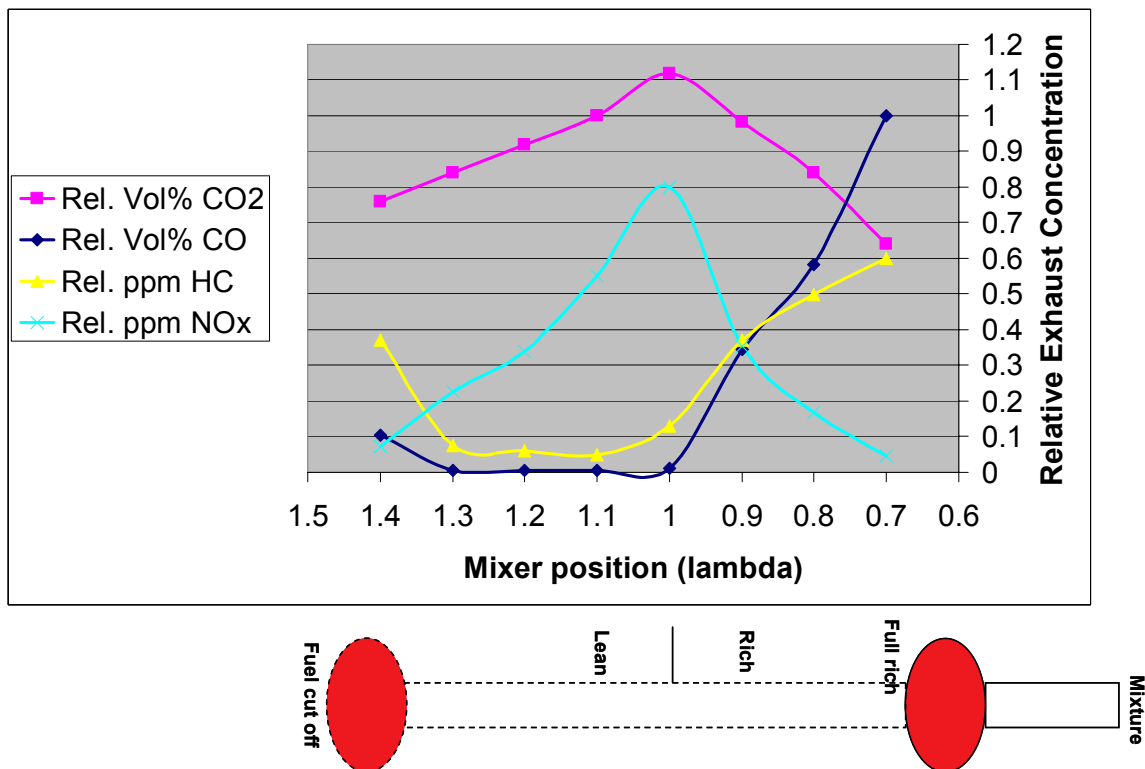


Abbildung 6: Die Darstellung zeigt die Veränderung der Konzentration von CO₂ und Schadstoffen im Abgas in Abhängigkeit von der Gemischhebelstellung (Lambda). Die Konzentrationen sind in einer relativen Skala dargestellt, um sie alle im selben Bild zeigen zu können.

g) Einfluss der Gemischhebelstellung: Zusammenfassung

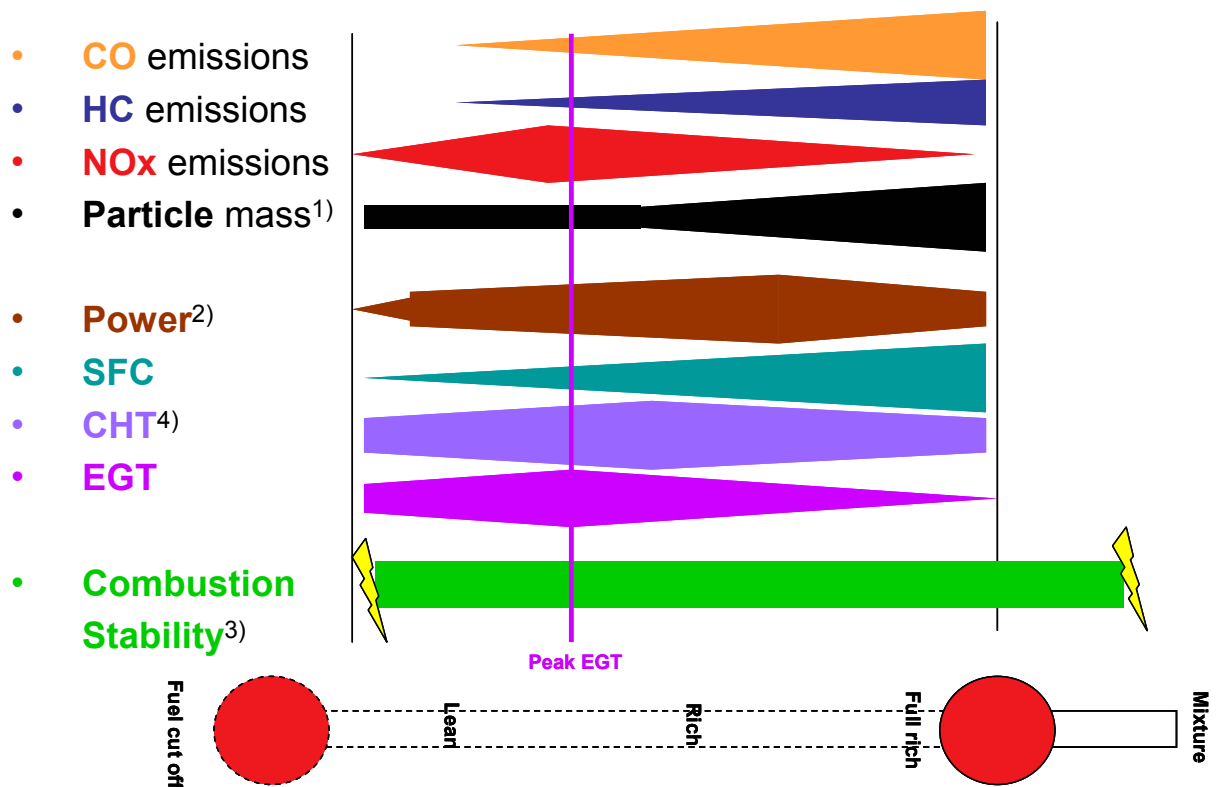


Abbildung 7: Einfluss der Gemischhebelstellung auf Emissionen, Leistung, spez. Treibstoffverbrauch, Motortemperaturen und Stabilität der Verbrennung bei fixer Gashebelstellung für einen Zylinder.

Bemerkung¹⁾: Partikelemissionen (bezüglich Masse und Anzahl) sind für AVGAS 100LL Motoren generell hoch. Die Emissionen liegen in derselben Grössenordnung wie bei einem Autodieselmotor ohne Partikelfilter. Dies hat vor allem zwei Gründe: Extrem treibstoffreiche Gemische, welche viele Russpartikel produzieren und verbleiter Treibstoff, welcher zur Bildung von Bleibromidpartikeln führt. Mit unverbleitem AVGAS und magerem Gemisch wären die Partikelemissionen sehr tief (siehe Anhang 4).

Bemerkung²⁾: Bei der Einstellung eines treibstoffarmen (mageren) Gemischs nimmt die Leistung stark ab, wenn mit dem Gashebel nicht nachkorrigiert wird. In der Ära der grossen Kolbenmotor-Airliner wurde nach der Einstellung eines treibstoffarmen Gemischs im Reiseflug eine Korrektur der Leistung vorgenommen. Die Leistungsanpassung mittels Gashebel führt nach der Gemischeinstellung allgemein zu einer nochmaligen Änderung der Gemisch- und Temperaturverteilung. Deshalb wurden die Gemisch- und Gashebel in einem iterativen Prozess nachjustiert. Damit wurde eine Leistungseinstellung erzielt, welche bei treibstoffarmem Gemisch auf demselben Leistungsniveau war wie bei treibstoffreichem Gemisch, aber bei weniger Treibstoffverbrauch und etwa gleich heissen Zylindern. Diese Technik kann heutzutage immer noch angewendet werden, vorausgesetzt, der verwendete Motor und die Instrumentierung lassen es zu.

Bemerkung³⁾: Die Stabilität der Verbrennung geht verloren, wenn das Gemisch zu reich an Treibstoff ist. Der Motor kann buchstäblich „ersaufen“. Bei zu treibstoffarmem Gemisch stirbt der Motor ebenfalls ab, evtl. noch kombiniert mit mechanischen Schäden: Die chemische Reaktionszeit ist zu lang und die Verbrennungstemperatur zu niedrig. Es kann dabei zu einem Flammenwurf bis in den Auspuff kommen. Der Bereich von möglichen Luft/Treibstoffgemischen für eine stabile Verbrennung ist für treibstoffreiches Gemisch gross, für treibstoffarmes Gemisch klein.

Bemerkung⁴⁾: Treibstoffarmes Gemisch in den Zylindern ist nicht nur ein Vorteil für tiefstmögliche Emissionen, sondern es kann auch zu tieferen CHT führen. Im Übrigen laufen beispielsweise Dieselmotoren im stationären Lastzustand über den ganzen Betriebsbereich mager, d.h. mit treibstoffarmem Gemisch.

h) Warum ist bei „Uralt-Technik“-Motoren bei hoher Leistung vollreiches Gemisch nötig?

- Die meisten „Uralt-Technik“-Flugzeug-Kolbenmotoren sind luftgekühlt.
- **Bei voller Leistung reicht die Kühlleistung der Luftkühlung oft nicht aus.** Normalerweise ist der Durchsatz von Kühlluft im Steigflug kleiner als im Reiseflug oder Sinkflug. Im Steigflug fliegt das Flugzeug langsamer. Auch die Fluglage kann einen negativen Einfluss auf die Kühlung haben. Gleichzeitig arbeitet der Motor unter höchster Last. Daher ist in dieser Situation wegen einer mangelnden Luftkühlung oft eine Reduktion der Verbrennungstemperatur in den Zylindern erforderlich, ohne die Leistung wesentlich reduzieren zu müssen. Dies geschieht durch die Wahl einer unvollständigen Verbrennung mit **sehr** treibstoffreichem Gemisch (Lambda 0.7). Trotz hoher Leistung werden die Zylinderköpfe nicht mehr ganz so heiss. Kurz: **Vollreiches Gemisch bewirkt innere Verbrennungskühlung mit Hilfe von überschüssigem Treibstoff.**
Bemerkung: Treibstoffarme Gemische können Verbrennungstemperaturen auch reduzieren, aber mit viel mehr Leistungsverlust.
- **Bei hoher Leistung kann ein Treibstoffüberschuss helfen, ein mögliches „Klopfen“⁷ zu verhindern.** Auf Grund eines drehzahlunabhängigen festen Zündzeitpunkts können „Uralt-Motoren“ bei weniger reichem Gemisch und hoher Leistung eher zum „Klopfen“ neigen.

i) Warum muss das Gemisch auch bei sehr tiefer Leistung reich sein?

- Ein treibstoffreiches Gemisch ermöglicht einen **sicheren Betrieb des Motors bei Lastwechseln**. Wenn die Drosselklappe (Throttle) geöffnet wird, erfährt der Motor im ersten Moment einen Luftüberschuss im Verbrennungsraum, was kurzzeitig zu einem mageren Gemisch führt. Das Gemisch muss deshalb vorher genügend reich sein, so dass beim plötzlichen Öffnen der Drosselklappe der Motor sofort Leistung entwickeln kann.

⁷ Unkontrolliertes Verbrennen der Gase, bei dem in den Zylindern hohe Druckspitzen entstehen, welche den Motor mechanisch beschädigen können. Der Begriff kommt vom klopfenden Geräusch, welches diesen Vorgang akustisch begleitet.

- Treibstoffreiches Gemisch (λ um 0.7) ist nötig für den Kaltstart.
- Luftgekühlte Motoren benötigen oft einen Gemisch-Sicherheitsfaktor, um unter schlechtesten Betriebsbedingungen zu verhindern, dass einzelne Zylinder zu mager werden.

Bemerkung: Treibstoffreiches Gemisch kann jegliches Gemisch mit $\lambda < 1$ sein (ein Gemisch „rich of peak EGT“). Es ist nicht notwendigerweise die vollreiche Gemischeinstellung „full rich“.

j) Ungleichmässige Verteilung von Gemisch und Temperaturen in „Uralt-Technik“-Motoren

Werden 20 „Experten“ gefragt, warum es problematisch sein kann, „Uralt-Technik“-Motoren mit treibstoffarmem (magerem) Gemisch („lean of peak EGT“) zu betreiben, ist die Wahrscheinlichkeit gross, 20 verschiedene Antworten zu bekommen. Der Autor dieses Berichts beschränkt sich auf die Erkenntnisse, welche durch reale Flugmessungen gewonnen wurden. Es ist eine Tatsache, dass bei einer gegebenen Einstellung des Gemischhebels extreme Unterschiede in der Gemisch- und Temperaturverteilung **zwischen verschiedenen Zylindern** eines „Uralt-Technik“-Motors auftreten können. Nach Ansicht des Autors liegt hier der Hauptgrund für Probleme mit „lean of peak EGT“-Einstellungen solcher Motoren. Abbildung 8 zeigt an einem Beispiel, wie die Temperatur- und Gemischverteilung aussehen **müsste**, um einen Motor als Ganzes (d.h. alle Zylinder gleichzeitig) mit treibstoffarmem Gemisch betreiben zu können. Alle Zylinder hätten ihre Temperaturspitzen bei exakt derselben Position des Gemischhebels. In diesem Fall wäre „50°F lean of peak EGT“ ein klar definierter Betriebspunkt, mit durchwegs tieferen Zylinderkopftemperaturen (CHT) als bei der „rich of peak EGT“-Einstellung. Wären alle Zylinder im „50°F lean of peak EGT“ Betriebspunkt, könnte der Motor bei relativ tiefen Zylinderkopftemperaturen, tiefstem SFC (spezifischer Treibstoffverbrauch) und tiefsten Emissionen betrieben werden!

Bemerkung: Die effektiven Werte der Temperaturen können von Zylinder zu Zylinder variieren, wie in Abbildung 8 gezeigt. Gründe für die verschiedenen hohen Temperaturmaxima sind z.B. Unterschiede in der Zylinderfüllung und in der Kompression in den einzelnen Zylindern.

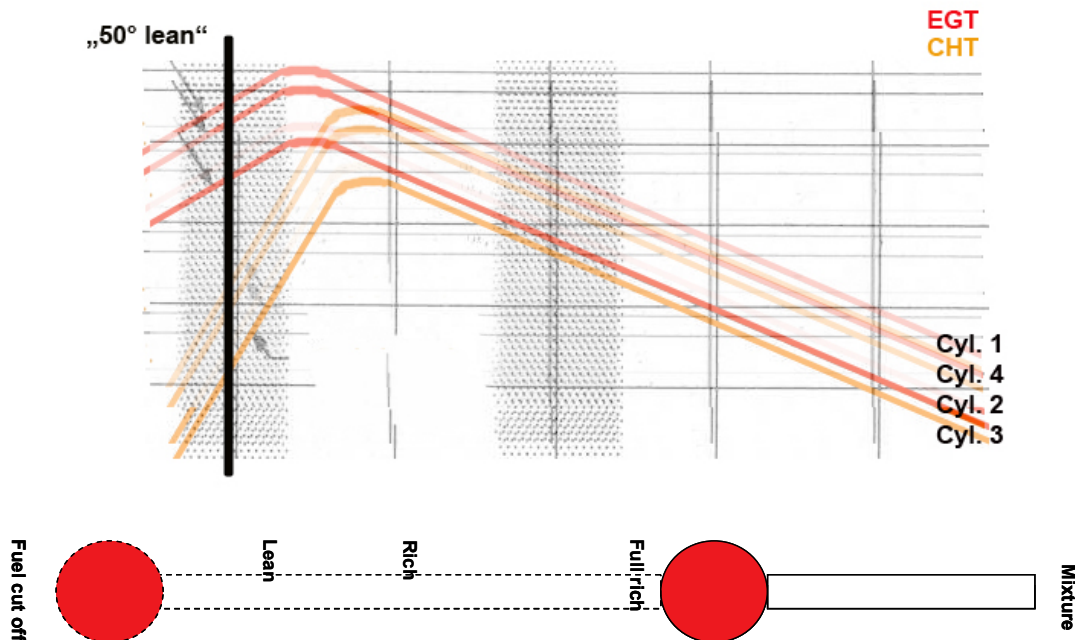
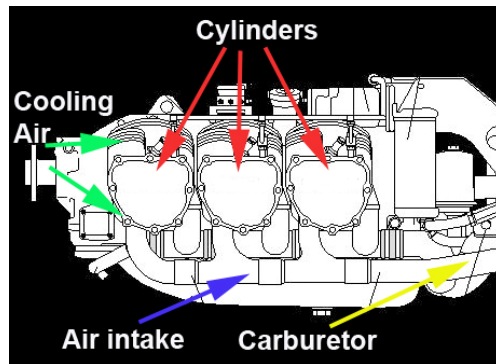


Abbildung 8: Erforderliche Gemischverteilung in vier Zylindern in Abhängigkeit von der Stellung des Gemischhebels. Alle vier Zylinder erreichen ihre höchsten Arbeitstemperaturen bei derselben Stellung des Gemischhebels.

In Wirklichkeit erreichen alle Zylinder von „Uralt-Technik“-Flugzeug-Kolbenmotoren ihre individuellen Maximaltemperaturen bei verschiedenen Stellungen des Gemischhebels (Abbildung 9 nächste Seite). Zudem können die Werte der Maximaltemperaturen von Zylinder zu Zylinder erheblich variieren.

Gründe (nicht als vollständig zu betrachten):



- Unterschiedliche Distanzen zwischen Vergaser und den einzelnen Zylindern;
- Die Verteilung der Kühlluft bewirkt ungleiche Zylinderkühlung;
- Je nach Konstruktion müssen Treibstofftröpfchen im Ansaugrohr entgegen der Gravitation; nach oben wandern. Dabei erreichen sie näher gelegene Zylinder leichter;
- Bei Einspritzsystemen: Schlechte Abstimmung der Einspritzdüsen;
- Nicht erwartete Effekte in der Luftführung.

Manche Ansaug- bzw. Einspritzsysteme sind so schlecht auf die einzelnen Zylinder abgestimmt, dass der magerste Zylinder den Treibstoff bereits nicht mehr richtig verbrennen kann (lean misfire), noch bevor der reichste Zylinder die maximale Abgastemperatur (seine „peak EGT“) erreicht.

- Es braucht Treibstoff **und** Luft, um ein Feuer zu machen. Normalerweise gilt: **Je mehr Treibstoff und Luft, umso heisser die Flamme.** Dies kann mit dem Begriff „Zylinderfüllung“ ausgedrückt werden. Die Zylinder eines „Uralt-Technik“-Motors können sehr **unterschiedlich** gefüllt sein.
- **Je grösser die Kompression** in einem Zylinder während der Verbrennung ist, **desto höher ist die Endtemperatur.**
- Wenn der Gemischhebel zurückgezogen wird, so erreicht der treibstoffreichste Zylinder seine „peak EGT“ als letzter (Abbildung 9). Es ist aber gut möglich, dass dieser Zylinder die höchste „peak EGT“ von allen Zylindern erreicht.

Es ist möglich, dass der reichste Zylinder die höchste Abgastemperatur von allen Zylindern aufweist.

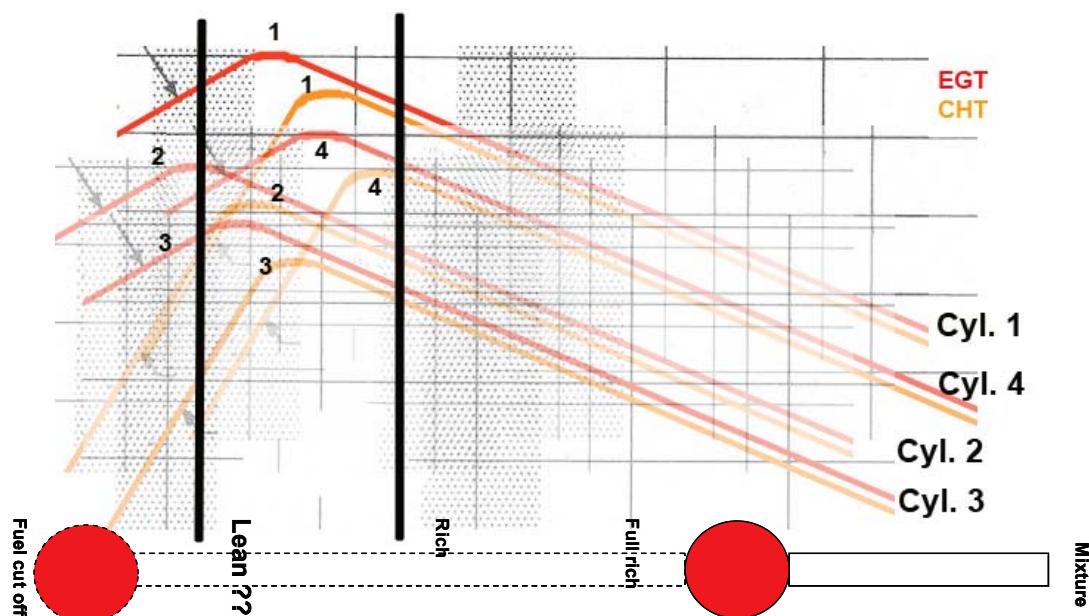


Abbildung 9: Ungleiche Gemisch- und Temperaturverteilung in einem „Uralt-Technik“-Motor. Bei einer bestimmten Stellung des Gemischhebels haben alle Zylinder ein voneinander verschiedenes Lambda und verschiedene Temperaturen.

Im **Beispiel** der Abbildung 9 wird angenommen, dass das Gemisch für den Motor bei „50°F lean of peak EGT“ liegt (linke schwarze Linie). In Wahrheit trifft dies **nur für den Zylinder 1** zu.

Der **magerste Zylinder** ist derjenige, welcher beim Zurückziehen des Gemischhebels als erster die „peak EGT“ erreicht. Im Beispiel ist dies **Zylinder No. 4**. Bei der gewählten Gemischeinstellung (bezogen auf Zylinder 1) kann Zylinder 4 schon so mager sein, dass er **nicht mehr richtig verbrennt** (lean misfire). In der Praxis beginnt ein Motor in diesem Zustand rau und mit mehr Vibrationen zu laufen. Dieser Betriebszustand wirkt sich verständlicherweise negativ auf die Lebensdauer eines Motors aus und muss deshalb vermieden werden.

Der **reichste Zylinder ist No. 2**. Alle anderen Zylinder haben ihre „peak EGT“ überschritten und Zylinder No. 2 hat ihn gerade erst erreicht.

Der **kühlste Zylinder** von allen ist in diesem Beispiel der **Zylinder No. 3**, trotz dem Umstand, dass er nahe seiner „peak EGT“ läuft.

Der **heisseste Zylinder** von allen ist **Zylinder No. 1**. Diese Zylinder hat eventuell die beste Zylinderfüllung, die höchste Kompression und/oder wird am schlechtesten gekühlt.

“Magerster” und “heissester” Zylinder dürfen nicht verwechselt oder gleichgesetzt werden!

- Der **magerste Zylinder** ist derjenige, welcher als erster seine „peak EGT“ erreicht, wenn der Gemischhebel zurückgezogen wird.
- Der **reichste Zylinder** ist derjenige, welcher als letzter seine „peak EGT“ erreicht, wenn der Gemischhebel zurückgezogen wird.
- Der **heisseste Zylinder** kann der reichste sein, z.B. wenn er die höchste Kompression, die beste Zylinderfüllung oder die schlechteste Kühlung von allen Zylindern aufweist.

Folgerungen

- Wenn alle Zylinder gleichzeitig **mager** laufen, können die Zylinderköpfe **kühler** werden als mit „rich of peak EGT“ oder „best power“-Gemischeinstellung.
- Mit magerem Gemisch wird der Verbrennungsprozess verlangsamt und der Druckverlauf auf den Kolben wird auf eine grössere Zeit verteilt. Dies **reduziert die Materialbeanspruchung**.
- Mit magerem Gemisch erreicht der Motor seinen **tiefsten spezifischen Treibstoffverbrauch** und **tiefstmögliche Emissionen**.
- Treibstoffreiche Gemische haben bei stabilen Verbrennungsbedingungen eine viel grössere Bandbreite für Lambda als magere Gemische (Abbildung 7). Magere Gemische erfordern eine bessere Gemischkontrolle.
- Änderungen der Flughöhe (z.B. Sinkflug) sind manchmal für den Betrieb des Motors weniger kritisch, wenn mit treibstoffreichen Gemischen geflogen wird.
- Für Lastwechsel braucht der Motor treibstoffreiches Gemisch.
- Bei den meisten **“Uralt-Technik”**-Motoren besteht ein hohes Risiko, dass einer oder mehrere Zylinder (inklusive Kolben) unter hoher thermischer Belastung laufen, ohne dass dies direkt bemerkt wird. Aus diesem Grunde **dürfen** solche Motoren **nicht** mager betrieben werden.



Bild 3: Tausende Stunden im Magerbetrieb: Der Wright R-3350 Motor (DC7 etc.) wurde im Reiseflug mager betrieben. Die bessere Gemischkontrolle wurde z.B. erreicht durch symmetrischen Motoraufbau (gleichmässige Gemischzufuhr und Kühlung), Gemischeinstellung auf der Grundlage von Treibstoffverbrauch und Leistung, sowie einem Flugingenieur, welcher die Bedienung und kontinuierliche Überwachung des Motors übernahm.

In einem modernisierten Flugzeug-Kolbenmotor mit Benzineinspritzung ist Magerbetrieb möglich, z.B. durch Verwendung sorgfältig abgestimmter Einspritzdüsen und/oder FADEC, welches jeden Zylinder einzeln regelt.

k) Untersuchte manuelle Verfahren für die Gemischverstellung

Das Luft/Treibstoffgemisch ohne EGT einstellen: Viele "Uralt-Technik"-Kolbenmotor-Flugzeuge mit Festpropeller haben keine Instrumentierung zur Messung der Abgastemperaturen (EGT). Folglich hat der Pilot keine Information über die inneren Verbrennungstemperaturen des Motors. In Flugschulen wird oft die folgende Daumenregel gelehrt: Bei einer fixen Gashebelstellung (Throttle) wird der Gemischhebel langsam zurückgezogen, bis ein leichter Drehzahlabfall des Festpropellers auftritt. Bei dieser Einstellung laufen zumindest einige Zylinder mit magerem Gemisch. Der Gemischhebel wird wieder etwas nach vorne gestossen (ungefähr 1 cm, je nach Gestänge). Die Zylinder des Motors laufen dann mit grosser Wahrscheinlichkeit bei etwas treibstoffreichem Gemisch („rich of peak EGT“). Nach einer Weile werden die Zylinderkopf- und die Öltemperatur überprüft.

Daumenregel für Festpropeller-Motoren ohne EGT im Reiseflug unterhalb 75% Propellerleistung: „Fühl beim Mixen den Drehzahlabfall und stosse den Gemischhebel wieder 1 cm nach vorne.“ Die Gemischanpassung im Reiseflug hin zu weniger treibstoffreichem Gemisch sollte auf jeder Flughöhe bei Propellerleistungen bis 75% vorgenommen werden (siehe AFM).

Das BAZL hat den Effekt der Daumenregel auf die erzielte Gemischanpassung in Flugtests mit der Robin HBEYS untersucht (Abgasmessungen im Flug sind im Anhang 2, Abschnitte 1 und 3 dokumentiert.) Die mit einer bestimmten Einstellung des Gemischhebels gemessene Abgaskonzentrationen und das Lambda konnten im Flug direkt auf einem kleinen TV-Monitor abgelesen werden.

Gemischeinstellung für "best power" bei einem Festpropeller-Motor ohne EGT im Steigflug bei konstantem Steigwinkel: Gemischhebel von „full rich“ bis in die Position für höchste Motordrehzahl zurückziehen. Normalerweise wird der Gemischhebel aus der gefundenen Position wieder etwas gestossen, in Richtung „rich“. Für einen Saugmotor sollte diese Gemischanpassung oberhalb 5000ft Dichtehöhe normalerweise immer durchgeführt werden (siehe AFM). Siehe auch Abbildung 10 und das Beispiel im Anhang 2, Abschnitt 4f.

Allgemeine Erkenntnisse bezüglich Daumenregel:

- Wenn Piloten die Daumenregel langsam anwenden und überdies versuchen, mit auf den Flugzeugboden gestellten Füßen Veränderungen im Vibrationsverhalten des Motors zu spüren⁸, so kann ein Lambda zwischen 0.93 und 0.95 erreicht werden. Dies entspricht recht genau einer 50°F „rich of peak EGT“ Einstellung.
- Mit zunehmender Dichtehöhe führt die Daumenregel zu tendenziell immer treibstoffreicheren Gemischen.
- Gemischanpassung bei stehendem Flugzeug, z.B. wichtig vor dem Start bei grosser Dichtehöhe: Gemisch für höchste Standdrehzahl ermitteln und etwas reicher stellen. Dies führt zu treibstoffreichem Gemisch als wenn die Daumenregel im Flug angewendet wird.
- Streng genommen kann die Daumenregel nur für Reiseflug und in etwas geringerem Masse für den Steigflug angewendet werden. Im Sinkflug läuft der Motor bei fester Einstellung des Gemischhebels zunehmend mit weniger reichem Gemisch, bis schliesslich die Verbrennung zum Erliegen kommt. Aus diesem Grund wird in vielen AFM verlangt, beim Sinkflug den Gemischhebel auf „full rich“ zu stellen. Für den Motor ist eine solche Einstellung im Sinkflug in jeder Beziehung sehr weit vom Optimum entfernt (siehe 2.3.1.c).

Gemischeinstellung mit EGT:
Die Standardeinstellung im Reiseflug ist oft 25 to 50°F „rich of peak EGT“.

Einige Motoren können – gemäss AFM – mit magerem Gemisch betrieben werden. Beispielsweise scheint beim Motor der HBKIA die Gemischverteilung zwischen den 6 Zylindern nicht allzu schlecht zu sein und es erstaunt nicht, dass im AFM Möglichkeiten zum „lean of peak EGT“-Betrieb genannt werden. Aber trotzdem: Während eines Messfluges mit magerem Gemisch ist mindestens ein Zylinder mit hohen Verbrennungstemperaturen gelaufen (was an entsprechend hohen NO_x-Emissionen sichtbar

⁸ Zusätzliche Motorvibrationen können durch die ungleiche Gemischverteilung und demzufolge verschiedene Verbrennungsabläufe in den einzelnen Zylindern hervorgerufen werden (Abschnitt j). Der Gemischhebel sollte in diesem Fall in Richtung „reich“ geschoben werden. Dies bringt die kritischen Zylinder weg von instabilen Verbrennungszuständen.

wurde). Die Motorüberwachungsinstrumente im Cockpit haben dies nicht angezeigt (siehe Problembeschreibung im vorgängigen Abschnitt j und die Messdaten HBKIA im Anhang 2, Abschnitt 5)!

Allgemeine Erkenntnisse bezüglich Gemischeinstellung mit EGT:

- Eine saubere Gemischeinstellung mit EGT braucht Zeit (5 Minuten und mehr). Die Temperatursonde reagiert meist langsam und der Motor und das Flugzeug brauchen etwas Zeit, um sich bei einer bestimmten Einstellung von Gas- und Gemischhebel zu stabilisieren.
- Die meisten Verfahren für die Gemischeinstellung mit EGT beginnen mit der Suche nach der maximalen Abgastemperatur (peak EGT) eines „Referenzzylinders“ (der magerste Zylinder, wenn für jeden einzelnen Zylinder separate EGT-Werte vorliegen). Dies bedeutet, dass mindestens der Referenzzylinder einige Zeit bei „peak EGT“ laufen muss, was nicht unbedingt gut für die Lebensdauer sein kann, insbesondere dann, wenn der Referenzzylinder zufällig noch der heisseste aller Zylinder ist.

- Eine einzelne EGT (und CHT) Temperatursonde in einem Vier- oder Sechszylinder-„Uralt-Technik“-Motor wird für eine genaue und überwachbare Gemischeinstellung als unzureichend angesehen (siehe vorgängigen Abschnitt j). Zertifizierte Instrumente, welche die CHT und EGT der einzelnen Zylinder anzeigen, sind vorzuziehen.

Allgemeine Erkenntnisse bezüglich aller „Uralt-Technik“-Motoren:

- Jede Änderung der erforderlichen Leistung und der Luftdichte (Änderung der Flughöhe, Starthöhe, Lufttemperatur) erfordert eine Anpassung mit dem Gemischhebel.
- Das Ziehen der Vergaservorwärmung bei einer fixen Stellung des Gashebels (Throttle) führt zu treibstoffreicherem Gemisch. Die wärmere Luft im Ansaugrohr (Manifold) hat eine geringere Dichte, was zum selben Effekt führt, wie wenn das Flugzeug in grösserer Höhe fliegen würde. Deshalb sollte nach dem Ziehen der Vergaservorwärmung das Gemisch in Richtung „weniger reich“ angepasst werden (ausser bei sehr geringer Leistung und Leerlauf).
- Genaue Gemischeinstellungen während des Fluges können einen beträchtlichen Teil der Pilotenkonzentration absorbieren und von Primäraufgaben (Steuerung, Luftraumüberwachung, etc.) ablenken, wenn die Operation durch entsprechendes Training nicht als automatisiertes Programm abläuft.

I) Gemischverstellung mit Hilfe des Treibstoffverbrauchs

- Wenn immer möglich, sollten (zertifizierte) EGT- und CHT-Messungen für jeden einzelnen Zylinder installiert sein.
- Wenn immer möglich, sollte ein (zertifizierter) Treibstoffdurchfluss-Messer mit entsprechendem Anzeigergerät installiert sein.

Treibstoffverbrauchs-Methode

Mit dieser Methode wird **mit dem Gemischhebel** in Abhängigkeit von der benötigten Leistung (MAP und RPM) und der Flughöhe (PA) **ein tabellierter Treibstoffverbrauch eingestellt**.

Der Autor schlägt vor, als Ausgangspunkt die im entsprechenden AFM eines Flugzeugs vorhandenen Leistungstabellen zu verwenden, um einen bestimmten Treibstoffverbrauch für einen gewissen Leistungswert und gewisse Umgebungsbedingungen einzustellen. Jedoch hat die praktische Erfahrung gezeigt, dass individuelle Unterschiede in den Anzeigen verschiedener Flugzeuge desselben Typs existieren und die praktische Anwendung der AFM-Tabellen oft recht aufwändig ist. Es ist aus diesem Grunde ratsam, für das individuelle Flugzeug einmalig selber eine Treibstoffverbrauchstabelle zu erfliegen. Dies kann mit dem folgenden, vereinfachten Ansatz geschehen:

- Es wird ein Tag mit mittleren Bodentemperaturen und ohne signifikante Temperaturinversion gewählt. Der Höhenmesser wird auf PA gestellt (1013 hPa). Für verschiedene gewünschte Leistungseinstellungen wird auf unterschiedlichen Flughöhen (PA) und gemäss AFM eingestellt-

tem Gemisch der zugehörige Treibstoffverbrauch notiert. Wenn möglich sollte der Motor mit EGT für jeden einzelnen Zylinder ausgestattet sein.

- Ist diese Tabelle einmal erstellt, wird der **Gemischhebel** bei gewünschter Motorenleistung (MAP, RPM) und Flughöhe **auf der Grundlage des Treibstoffverbrauchs eingestellt**.

- Beispiel für ein Flugzeug mit Verstellpropeller:

Für zirka 65% Propellerleistung auf 5500 ft PA sei die Einstellung 22.5 InHg und 2350 RPM, Der entsprechende Treibstoffverbrauch in der erstellten Tabelle für „50°F rich of peak EGT“ sei 9.5 GAL

- ➔ Der Gemischhebel wird zurückgezogen, bis der Treibstoffverbrauch auf 9.5 GAL abgefallen ist.
- ➔ EGT wird unmittelbar und nach ein paar Minuten überprüft, CHT nach ein paar Minuten.

Bemerkung: Die Überprüfung der EGT ist nötig für Feinanpassungen, vor allem wenn die Aussentemperatur stark von derjenigen Temperatur abweicht, bei der die Tabelle erstellt wurde.

Die Einstellung des Gemischs mit der Treibstoffverbrauchs-Methode geht sehr rasch und lenkt nicht zu stark von primären Aufgaben ab. Diese Methode kann auch ein Vorteil für die Lebensdauer des Motors sein: Es ist nicht mehr nötig, bei jedem Beginn einer Gemischeinstellung die „peak EGT“-Werte zu suchen.



Bild 4: Abgasmessungen, Partikelmessungen, Treibstofftests und Untersuchungen der Gemischeinstellung mit der Robin DR48, HBEYS, Lycoming O-360 Motorenserie.

2.2.3 Typische Emissionsfaktoren und Grössenordnung der Schadstoffemissionen

a) Schadstoffe von “Uralt-Technik”-Motoren im Lande- und Startzyklus (vollreiches Gemisch)

In den meisten Fällen wird “full rich” **während des ganzen Lande- und Startzyklus (LTO)** gesetzt. Wegen Sauerstoffmangel ist die Verbrennung sehr unvollständig mit viel CO, HC und Partikelemissionen.

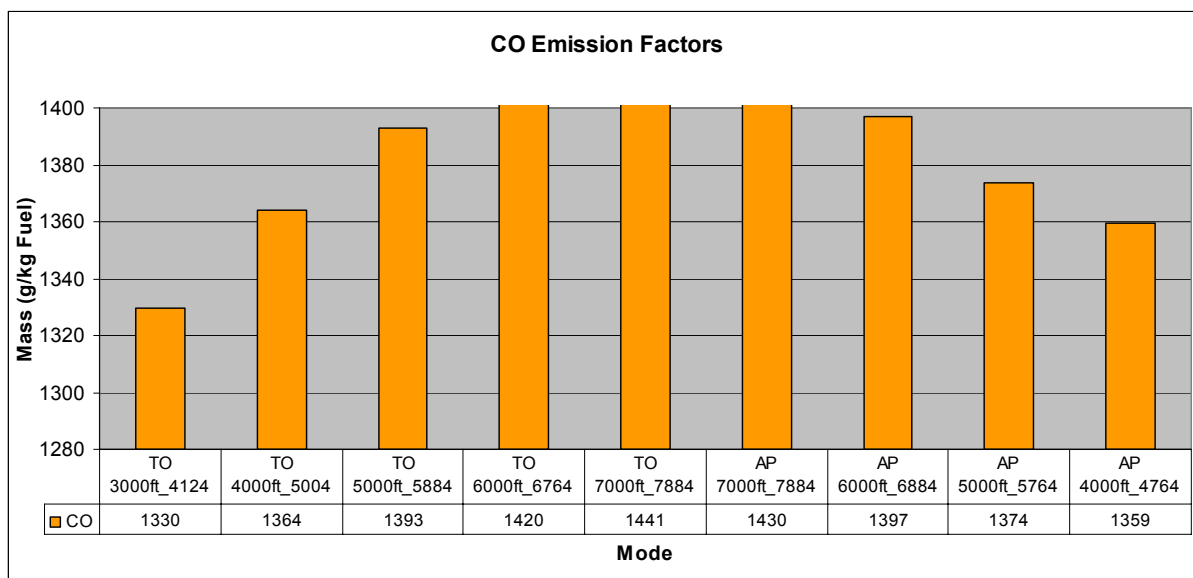


Abbildung 10: Beispiel für CO-Emissionsfaktoren, im Flug gemessen, bei “Full Throttle” zwischen 3000 und 7000ft PA und bei Anflugleistung (ungefähr 45% der maximalen Propellerleistung) zwischen 7000 und 4000ft PA. Die Zahl neben der Höhenangabe in Fuss bezeichnet die Dichtehöhe. Alle Messungen wurden mit HBKEZ und Lyc IO-360 Motor durchgeführt, welcher bei „full rich“ mit grossem Sauerstoffmangel arbeitet. Zu sehen ist auch die Zunahme der CO-Emissionsfaktoren mit der Höhe, weil die Verbrennung mit zunehmender Höhe reicher wird, wenn der Gemischhebel auf „full rich“ stehen bleibt.

Allgemein produzieren “Uralt-Technik”-Motoren bei “full rich” **zwischen 600 und 1200 g CO pro kg Treibstoff**. Bemerkung: Der CO-Emissionsfaktor eines modernen Turbofans („Jettriebwerk“) ist rund um den Faktor 1000 kleiner!

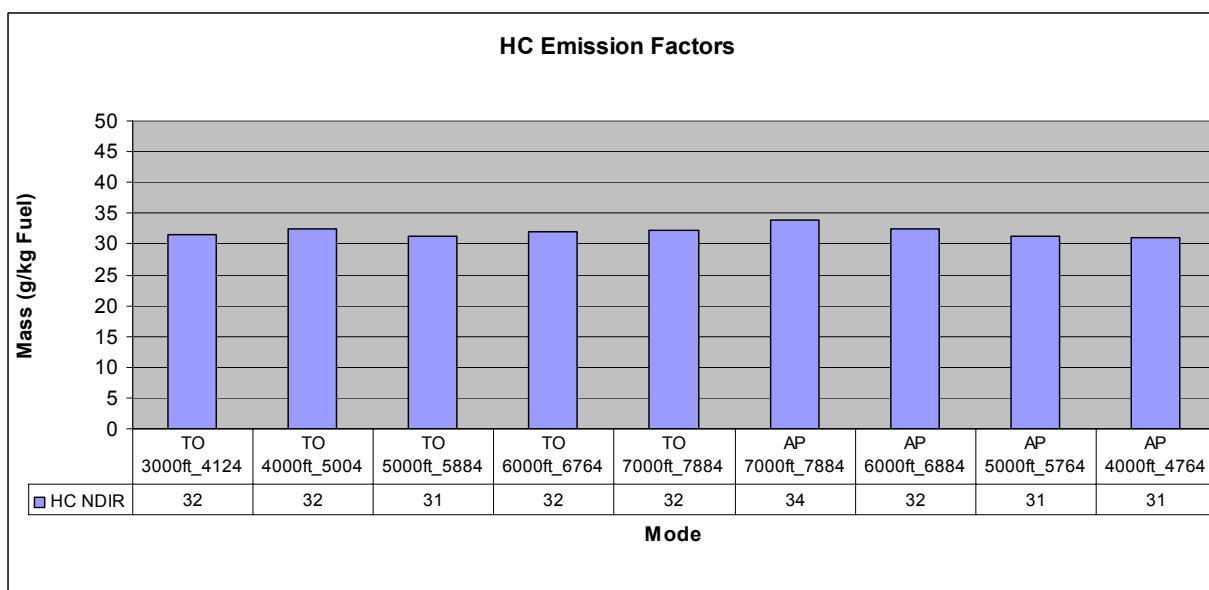


Abbildung 11: Beispiel für HC-Emissionsfaktoren, im Flug gemessen, bei “Full Throttle” zwischen 3000 und 7000ft PA und bei Anflugleistung (ungefähr 45% der maximalen Propellerleistung) zwischen 7000 und 4000ft PA. (HBKEZ)

Allgemein produzieren „Uralt-Technik“-Motoren bei “full rich” **zwischen 12 und 30 g HC pro kg Treibstoff**. Bemerkung: Der HC-Emissionsfaktor eines modernen Turbofans („Jettriebwerk“) liegt bei

Null (vollständige Verbrennung)! Nur beim Leerlauf bzw. beim Rollen liegt der Emissionsfaktor in derselben Grössenordnung.

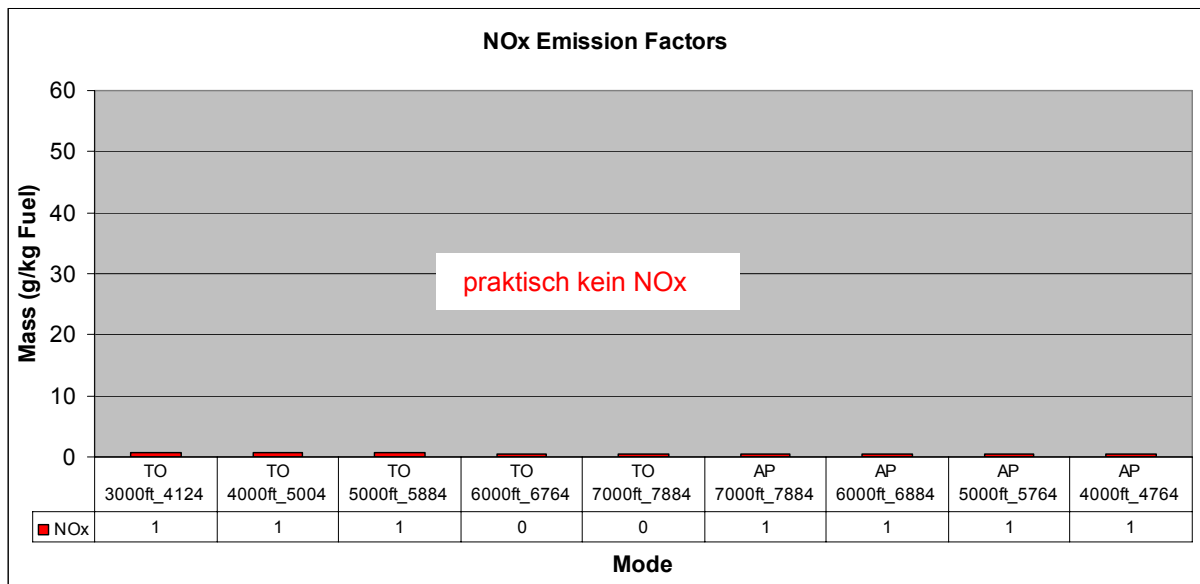


Abbildung 12: Beispiel für NO_x-Emissionsfaktoren, im Flug gemessen, bei "Full Throttle" zwischen 3000 und 7000ft PA und bei Anflugleistung (ungefähr 45% der maximalen Propellerleistung) zwischen 7000 und 4000ft PA. (HBKEZ)

Allgemein produzieren „Uralt-Technik“-Motoren bei "full rich" **nur wenige g NO_x pro kg Treibstoff**.
 Bemerkung: Der NO_x-Emissionsfaktor eines modernen Turbofans („Jettriebwerk“) liegt bei hoher Schubleistung zwischen 20 und 30 g / kg Treibstoff, als Folge hoher Effizienz. Beim Leerlauf bzw. beim Rollen liegt der Emissionsfaktor bei wenigen g / kg Treibstoff.

Emissionsfaktoren für nicht-flüchtige Partikel und Russ:

Die Abbildung 13 auf der folgenden Seite zeigt ein typisches Beispiel einer Partikelzahl-Partikelgrössenverteilung für einen Flugzeug-Kolbenmotor, welcher mit AVGAS 100LL (verbleit) im Anflug mit Gemischhebel in Stellung „full rich“ betrieben wird (HBKEZ).

Für verschiedene typische Leistungsstufen bewegte sich

- der **mittlere Partikeldurchmesser**⁹ zwischen **49 und 108 nm**,
- die **totale Partikelkonzentration** zwischen 5.7 und 8.6 mal **10 Millionen Partikel pro Kubikzentimeter**.

Mit einer angenommenen spezifischen Dichte von 1.2 für Russ betrug

- die abgeschätzte **Konzentration der Partikelmasse** ungefähr **10 000 µg/m³ (Mikrogramm pro Kubikmeter)**.

Im Allgemeinen scheinen Partikelemissionen von "Uralt-Technik" Flugzeug-Kolbenmotoren, welche mit verbleitem AVGAS und treibstoffreichem Gemisch betrieben werden, mit Partikelemissionen von Auto-Dieselmotoren ohne Partikelfilter vergleichbar zu sein (siehe Abbildung 14). Details der Messungen sind im Anhang 4 aufgezeichnet.

⁹ Die meisten Partikel sind ultrafein: 100 nm = 0.00001 mm

Approach 12-1m

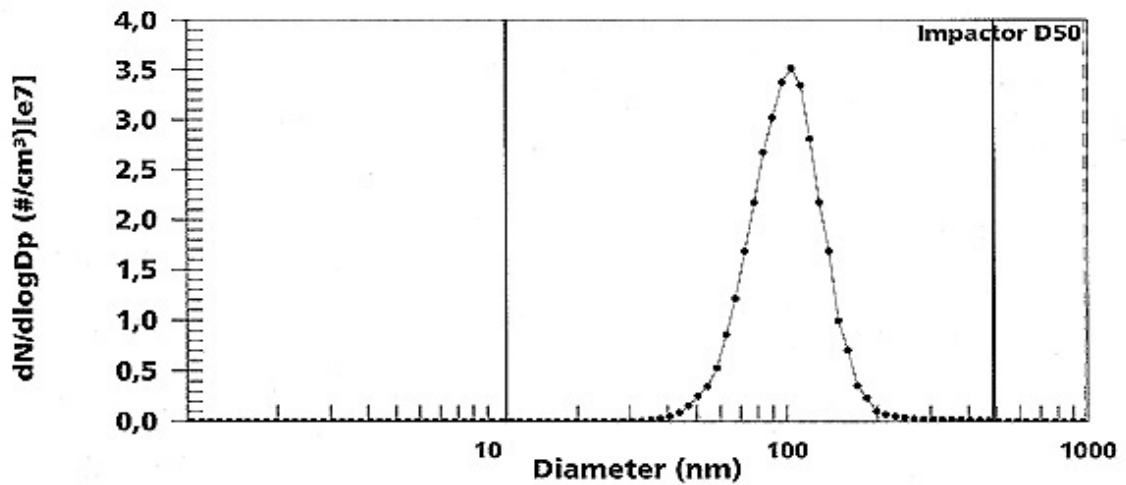


Abbildung 13: Partikelzahl-Partikelgrößenverteilung des Motors der HBKEZ bei Anflugeistung. Der mittlere Partikeldurchmesser liegt bei 100 nm und die totale Konzentration beträgt rund 10 Millionen Partikel pro Kubikzentimeter (cm^3). [C. Wahl/DLR 2004]

File: CD114.000

Sample number: 1

Scan number: 1

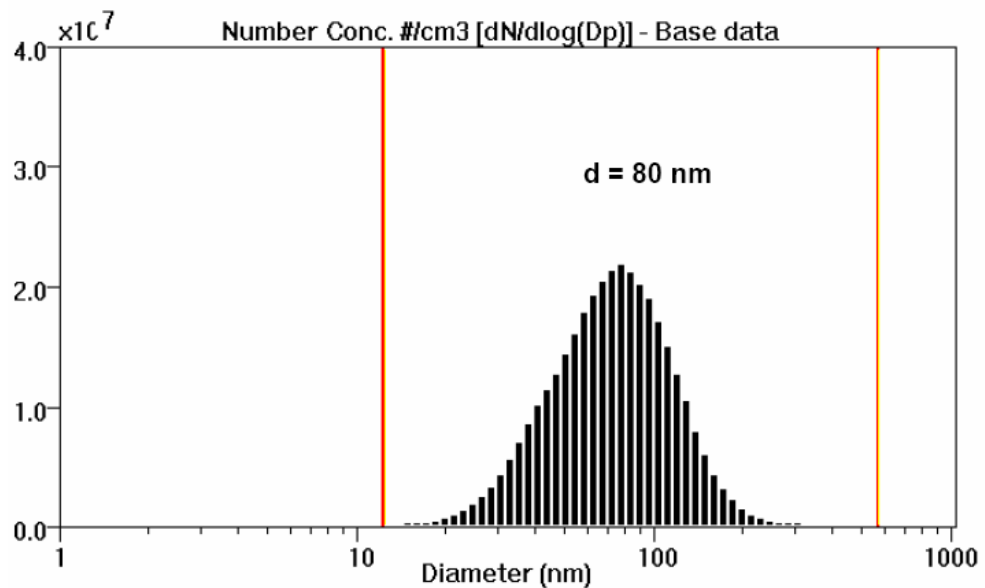
Tue 21 Aug 200
14:42:34

Abbildung 14: Partikelzahl-Partikelgrößenverteilung eines typischen Auto-Dieselmotors (CDI) bei 2000 RPM (erhöhte Standdrehzahl) als Vergleich zur Abbildung 13. [C. Wahl/DLR 2004]

Auf der Grundlage von Messungen an zwei "Uralt-Technik"-Flugzeug-Kolbenmotoren (150 und 180 PS) werden die folgenden Emissionsfaktoren für Russpartikel (Soot) vorgeschlagen (Anhang 4):

Fuel	Soot Emission Factors (mg soot / kg fuel)			
	TA	AP	CL	TO
AVGAS 100LL (leaded)	50	40	70	100
AVGAS 91/96UL (unleaded)	1	1	2	3

b) Schadstoffe im Reiseflug (beim oder nahe beim "peak EGT")

In den meisten Fällen wird unter **Reiseflugbedingungen** eine Gemischeinstellung relativ nahe bei „peak EGT“ gewählt. Bei „peak EGT“ ist die Verbrennung vollständig und theoretisch sollten keine teilweise verbrannten Treibstoffprodukte entstehen. In Wirklichkeit werden immer noch **kleine Anteile von CO** (Kohlenmonoxid) und **HC** (Kohlenwasserstoffe) ausgestossen, vor allem wegen ungleichmässiger Gemisch- und Temperaturverteilung in den Zylindern.

Infolge maximaler Verbrennungswärme und kurzen Reaktionszeiten bei einem "peak EGT"-Gemisch reagieren der Stickstoff (N_2) und der Sauerstoff aus der Luft (O_2) beim Verbrennen im Zylinder miteinander und bilden **NO (und etwas NO_2)**, genannt Stickoxide **NO_x** (siehe Abschnitt 2.2.2 f). Dies ist das klassische „Treibstoffverbrauch- NO_x -Gegenspiel“: Weniger Treibstoffverbrauch kann zu höheren NO_x Emissionen führen. Die Problematik wird normalerweise für Turbofan-Triebwerke diskutiert, existiert aber auch für Kolbenmotoren, wenn die Effizienz gesteigert wird. Automotoren haben Abgasnachbehandlung mit Katalysatoren, um NO_x zu reduzieren. Für Flugzeug-Kolbenmotoren wäre dies auch eine Variante, wenn ausschliesslich unverbleiter Treibstoff verwendet werden könnte.

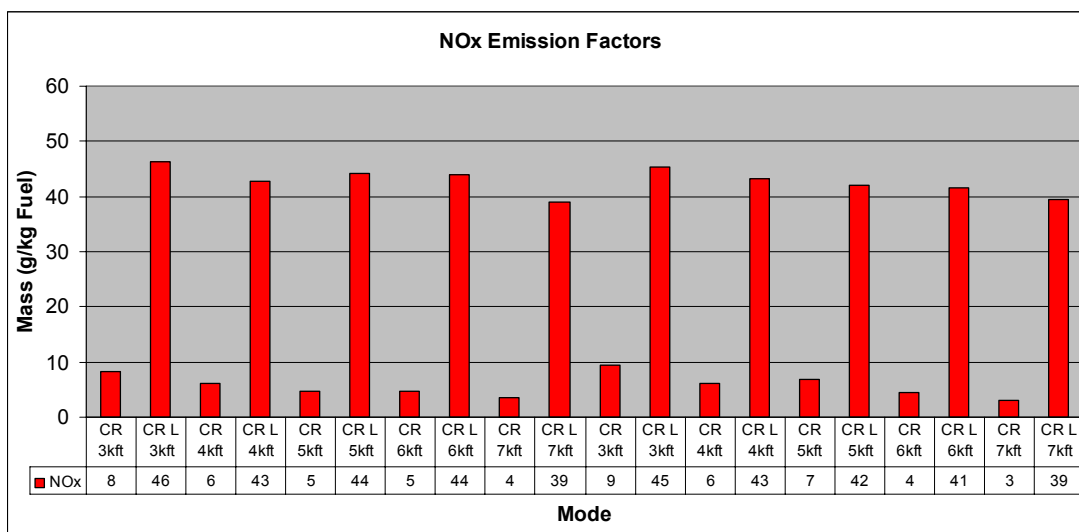


Abbildung 15: Beispiel für NO_x -Emissionsfaktoren, im Flug gemessen, auf Druckhöhen zwischen 3000 und 7000ft bei ungefähr 65% der maximalen Propellerleistung. Die Messungen wurden wiederholt durchgeführt, mit Gemisch „full rich“ (tiefe NO_x , mit CR bezeichnet) und mit Gemisch „peak EGT“ (hohe NO_x , mit CR L bezeichnet). Mit „full rich“ nehmen die NO_x -Emissionsfaktoren mit zunehmender Höhe ab. Die Messungen zeigen auch, dass die Resultate reproduziert werden können. (HBEYS)

Allgemein produzieren „Uralt-Technik“-Motoren im Reiseflug bei einer Gemischeinstellung nahe „peak EGT“ zwischen 30 und 40 g NO_x pro kg Treibstoff.

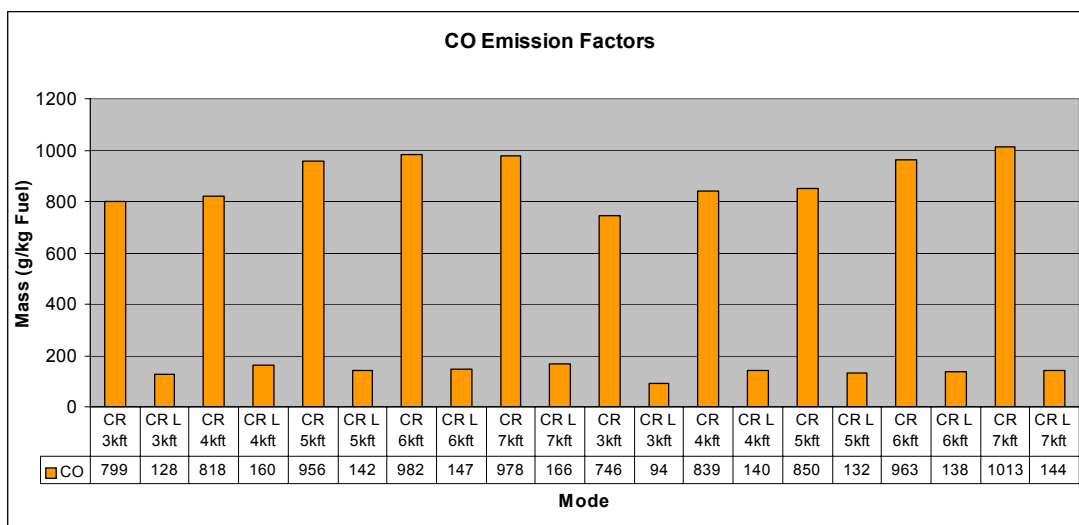


Abbildung 16: Beispiel für CO-Emissionsfaktoren, im Flug gemessen, auf Druckhöhen zwischen 3000 und 7000ft bei ungefähr 65% der maximalen Propellerleistung. Die Messungen wurden wiederholt

durchgeführt, mit Gemisch „full rich“ (hohe CO, mit CR bezeichnet) und mit Gemisch „peak EGT“ (tiefere CO, mit CR L bezeichnet). Mit „full rich“ nehmen die CO-Emissionsfaktoren mit zunehmender Höhe zu. Die Messungen zeigen auch, dass die Resultate reproduziert werden können. (HBEYS)

Allgemein produzieren „Uralt-Technik“-Motoren im Reiseflug bei einer Gemischeinstellung nahe „peak EGT“ um die 200 g CO pro kg Treibstoff.

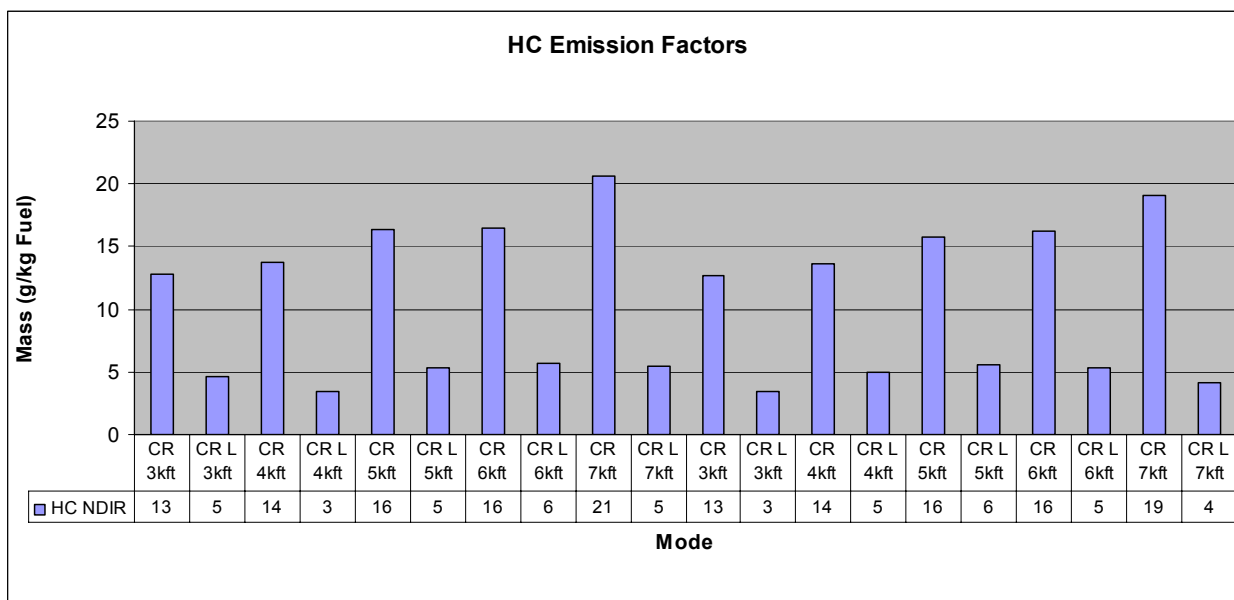


Abbildung 17: Beispiel für HC-Emissionsfaktoren, im Flug gemessen, auf Druckhöhen zwischen 3000 und 7000ft bei ungefähr 65% der maximalen Propellerleistung. Die Messungen wurden wiederholt durchgeführt, mit Gemisch „full rich“ (hohe HC, mit CR bezeichnet) und mit Gemisch „peak EGT“ (tiefere HC, mit CR L bezeichnet). Mit „full rich“ nehmen die HC-Emissionsfaktoren mit zunehmender Höhe zu. Die Messungen zeigen auch, dass die Resultate reproduziert werden können. (HBEYS)

Allgemein produzieren „Uralt-Technik“-Motoren im Reiseflug bei einer Gemischeinstellung nahe „peak EGT“ zwischen 6 und 12 g HC pro kg Treibstoff.

Auf der Grundlage von Messungen an zwei „Uralt-Technik“-Flugzeug-Kolbenmotoren (150 und 180 PS) werden die folgenden Emissionsfaktoren für Russpartikel (Soot) im Reiseflug vorgeschlagen (Anhang 4):

Soot Emission Factors (mg soot / kg fuel)	
Fuel	CR
AVGAS 100LL (leaded)	40
AVGAS 91/96UL (unleaded)	1

c) Emissionen in Flugplatzrunden („Uralt-Technik“-Motoren)

Platzrunden werden auf Flugplätzen oft zu Trainingszwecken geflogen. Weil einmotorige Kolbenmotor-Flugzeuge unter anderem für die Grundsicherung von Piloten eingesetzt werden, haben solche Flugzeuge normalerweise einen hohen Anteil an Platzrunden.

Für ein typisches viersitziges Kolbenmotor-Flugzeug werden die totalen Emissionen für eine Platzrunde in den Tabellen 1 und 2 dargestellt (aus Anhang 2, Abschnitt 3 g). Vorgeschlagene Mittelwerte für ein Kolbenmotorflugzeug höherer Leistung sind in Tabelle 3 zu finden.

Normalerweise wird für die Berechnung der CO₂-Emissionen eine vollständige Verbrennung angenommen. Rechnerisch heisst dies, die Anzahl kg Treibstoff mit dem Faktor 3.17 zu multiplizieren, um

die Anzahl kg CO₂ zu erhalten (Abschnitt 2.2.1 c). Wie gezeigt wurde, verbrennen „Uralt-Technik“-Kolbenmotoren beim Fliegen in Platzrunden den Treibstoff extrem unvollständig. In Tabelle 1 und 2 wurde dies bei der Angabe der CO₂-Emissionen berücksichtigt. Mit dieser Methodik entspricht die Summe der einzelnen ausgewiesenen Emissionen den totalen Emissionen.

Bei der Erstellung von Emissionsinventaren werden jedoch CO₂- (und H₂O)-Emissionen üblicherweise so berechnet, **wie wenn die Verbrennung vollständig wäre**. Die **Schadstoffmengen** müssen dann als **Teilmenge der CO₂- und H₂O-Emissionen** angesehen werden. Dies macht durchaus Sinn, da die meisten CO und HC Schadstoffe nach der Freisetzung in der Atmosphäre mit der Zeit in CO₂ und H₂O umgewandelt werden.

Tabelle 1 und 2: Emissionen eines typischen **4-sitzigen einmotorigen Kolbenmotor Flugzeugs (180PS)** beim Fliegen von Platzrunden (aus Anhang 2, Abschnitt 3 g). Bemerkung: Entgegen der üblichen Konvention werden CO₂-Emissionen hier mengenmässig so angegeben, wie sie direkt aus dem Auspuff kommen, unter Einbezug der unvollständigen Verbrennung im Motor (siehe Erklärungen oben).

Total circuit emissions (taxi-in, 1 circuit, taxi-out)

Elevation	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
2000ft	2.83	3305	73	3	5.66	3.40	2.25
5600ft (Samedan)	2.76	2562	67	8	5.51	3.31	2.19

Total circuit emissions (1 circuit without taxi)

Elevation	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
2000ft	1.90	2200	45	3	3.79	2.28	1.51
5600ft (Samedan)	1.82	1898	44	5	3.65	2.19	1.45

Tabelle 3: Emissionen eines typischen **einmotorigen Hochleistungsflugzeugs mit Kolbenmotor (300PS)** beim Fliegen von Platzrunden (aus Anhang 2, Abschnitt 5 h). Das getestete Muster verfügt über automatische Gemischanpassung für “best power”. Bemerkung: Entgegen der üblichen Konvention werden CO₂-Emissionen hier mengenmässig so angegeben, wie sie direkt aus dem Auspuff kommen, unter Einbezug der unvollständigen Verbrennung im Motor (siehe Erklärungen oben).

TCM IO-550 B	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
1 Aerodrome circuit	3.9	3300	60	22	7.8	4.6	3.1

d) Emissionen im Lande- und Startzyklus

Die Berechnung der Emissionen im Lande- und Startzyklus (LTO-Zyklus) wurden gemäss den Vorschlägen im Abschnitt 2.1.2 und mit Hilfe der Messdaten aus den BAZL-Datenblättern durchgeführt.

Tabelle 4: LTO Treibstoffverbrauch und Emissionen eines typischen **Ultraleichtflugzeugs mit Viertakt-Verbrennungsmotor (Schweiz: Ecolight)**. Bemerkung: Keine Blei- und Bromidmissionen. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

ECOLIGHT (MICROLIGHT 4 - STROKE)	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	1.4	47	940	33	0.002	0.0

Tabelle 5: LTO Treibstoffverbrauch und Emissionen eines typischen **einmotorigen Schulflugzeugs mit Kolbenmotor (150PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE PISTON AIRCRAFT 150HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	3.2	47	2397	28	0.17	2.5

Tabelle 6: LTO Treibstoffverbrauch und Emissionen eines **einmotorigen Flugzeugs mit Turbodieselmotor (135HP)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE TURBO DIESEL 135HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	1.6	5	19	30	0.09	0.0

Tabelle 7: LTO Treibstoffverbrauch und Emissionen eines **typischen 4-sitzigen einmotorigen Kolbenmotor Flugzeugs (180PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE PISTON AIRCRAFT 180HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	3.9	71	3930	12	0.20	3.1

Tabelle 8: LTO Treibstoffverbrauch und Emissionen eines **einmotorigen Hochleistungsflugzeugs mit Kolbenmotor (300PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE PISTON AIRCRAFT 300HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	7.5	174	7327	24	0.39	6.0

Tabelle 9: LTO Treibstoffverbrauch und Emissionen eines **zweimotorigen Hochleistungsflugzeugs mit Kolbenmotor (2 x 325PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

TWIN ENGINE PISTON AIRCRAFT 2 X 325HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	21.6	244	19330	46	1.12	17.2

e) Emissionen im Reiseflug

Die Tabellen unten zeigen den Treibstoffverbrauch (in kg) und Emissionen (in g) pro Flugstunde im Reiseflug. Die Einstellung der Motorenleistung und des Gemischs (abhängig von der Motorentechnologie) wurde gemäss den Beschreibungen im Anhang 3 durchgeführt.

Tabelle 10: Treibstoffverbrauch und Emissionen pro Reiseflugstunde eines typisches **Ultraleichtflugzeugs mit Viertakt Verbrennungsmotor (Schweiz: Ecolight)**. Bemerkung: Keine Blei- und Bromid-emissionen. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

Ecolight Aircraft (Microlight 4-Stroke)	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	8.7	67	1090	243	0.009	0.0

Tabelle 11: Treibstoffverbrauch und Emissionen pro Reiseflugstunde eines typischen **einmotorigen Schulflugzeugs mit Kolbenmotor (150PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE PISTON AIRCRAFT 150HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	20.9	243	8557	772	1.09	16.6

Tabelle 12: Treibstoffverbrauch und Emissionen pro Reiseflugstunde eines **einmotorigen Flugzeugs mit Turbodieselmotor (135HP)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE TURBO DIESEL 135HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	14.1	22	91	373	0.8	0.0

Tabelle 13: Treibstoffverbrauch und Emissionen pro Reiseflugstunde eines **typischen 4-sitzigen einmotorigen Kolbenmotor Flugzeugs (180PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE PISTON AIRCRAFT 180HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	23.0	197	6743	903	1.20	18.3

Tabelle 14: Treibstoffverbrauch und Emissionen pro Reiseflugstunde eines **einmotorigen Hochleistungsflugzeugs mit Kolbenmotor (300PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

SINGLE ENGINE PISTON AIRCRAFT 300HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	49.7	268	23490	1149	2.58	39.5

Tabelle 14: Treibstoffverbrauch und Emissionen pro Reiseflugstunde eines **zweimotorigen Hochleistungsflugzeugs mit Kolbenmotor (2 x 325PS)**. Die Russemissionen sind abgeschätzt.

TWIN ENGINE PISTON AIRCRAFT 2 x 325HP	Fuel (kg)	HC (g)	CO (g)	NOx (g)	Soot (g)	Lead (g)
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)	106.0	766	60088	1648	5.51	84.2

f) Emissionen eines modernen Flugdieselmotors – ein Vergleich

Dieselmotoren sind Magermotoren, d.h. der Verbrennungsprozess läuft mit Luftüberschuss (mit viel zusätzlichem Sauerstoff) ab! Beim TAE-125-01 Centurion 1.7, den das BAZL gemessen hat, lag der Wert für λ bei mindestens 1.3. In jedem stationären Betriebszustand (Start, Steigflug, Reiseflug, Anflug) läuft der FADEC geregelte Motor mager („lean“). Mit dem im Abschnitt 2.2.2 f dargestellten Hintergrund wird verständlich, dass die **Emissionen im Vergleich zu einem „Uralt-Technik“-Motor minimal sind. Je nach Betriebszustand hat der Flugdieselmotor zirka 100 Mal geringere gasförmige Schadstoffemissionen** (vergleiche Tabellen 6 und 12, sowie Abbildungen 18 und 19).

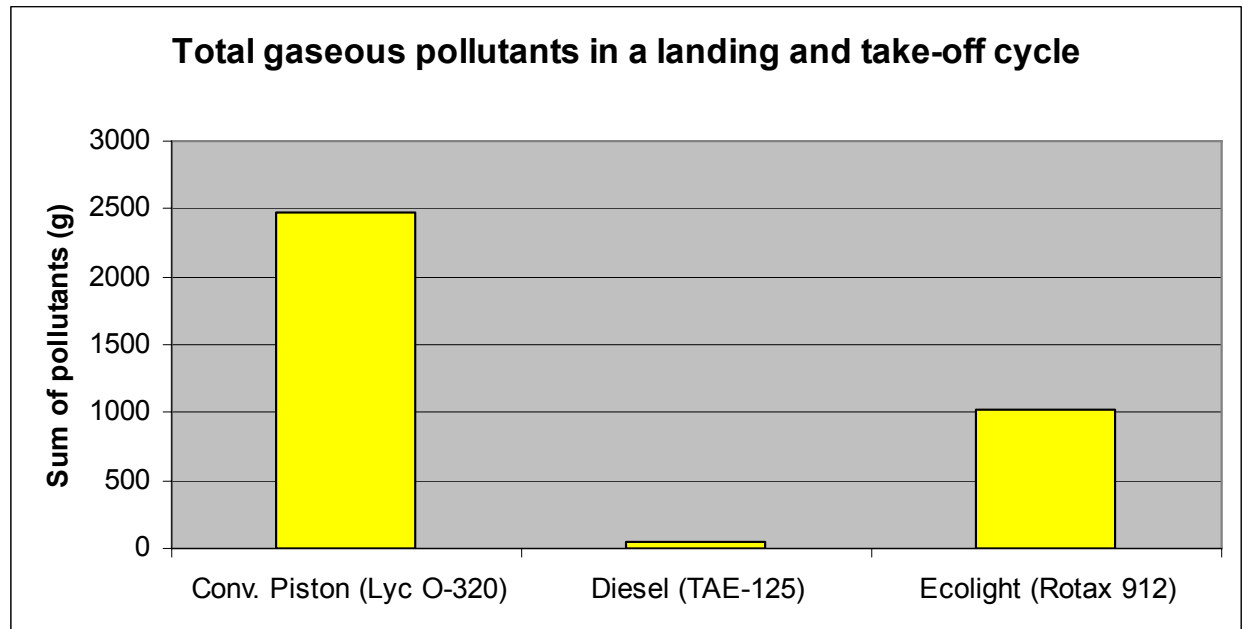


Abbildung 18: Summe der gasförmigen Emissionen im Lande- und Startzyklus, auf Grundlage der BAZL-Messungen, für einen „Uralt-Technik“-Motor, einen ähnlich starken Turbodiesel und einen Viertaktmotor für Ecolight (schweizerisches Ultraleichtflugzeug).

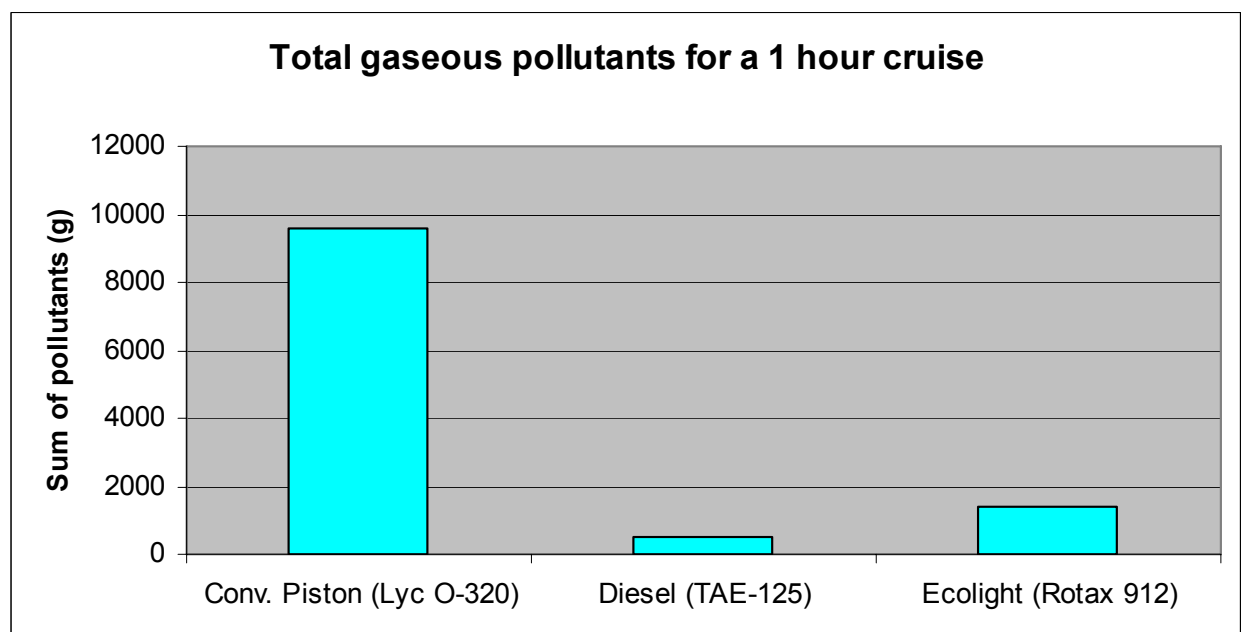


Abbildung 19: Summe der gasförmigen Emissionen für eine Stunde Reiseflug, auf Grundlage der BAZL-Messungen, für einen „Uralt-Technik“-Motor, einen ähnlich starken Turbodiesel und einen Viertaktmotor für Ecolight (schweizerisches Ultraleichtflugzeug).

Partikelemissionen: Bei Anflugleistung mit „Uralt-Technik“-Motor und vollreichem Gemisch (full rich) betragen der mittlere Partikeldurchmesser um die 100 nm und Partikelkonzentration etwa 10 Millionen nicht-flüchtige Partikel pro Kubikzentimeter (cm³) Abgas. Diese Werte sind mit denen eines Dieselmotors ohne Partikelfilter vergleichbar (siehe Abschnitt 2.2.3 a).

Nach heutigem Wissen können die Partikelemissionen des Turbodiesels nicht als schlimmer angesehen werden als diejenigen des „Uralt-Technik“-Motors, welcher verbleites Benzin bei treibstoffreichem Gemisch verwendet. Jedoch kann davon ausgegangen werden, dass die chemische Zusammensetzung der Partikel zum Teil unterschiedlich ist, mit möglichen unterschiedlichen gesundheitlichen Auswirkungen, wenn die Partikel direkt eingeatmet werden.

Der Ecolight-Motor (Rotax 912) hat sehr geringe Partikelemissionen, wenn er mit MOGAS betrieben wird.

g) Anteil der Flugzeug-Kolbenmotoren am Total der Luftfahrtemissionen

Das BAZL ist gesetzlich verpflichtet, jährliche Emissionsberechnungen nach verschiedenen Prinzipien durchzuführen. In diesem Zusammenhang wurden fortschrittliche Modelle entwickelt, welche jede einzelne Flugbewegung und jedes Flugzeug mit seinen individuellen Motoren bzw. Triebwerken berücksichtigen. Das BAZL stellt darüber hinaus externen Institutionen Emissionsdaten zur Verfügung, z.B. für Umweltverträglichkeitsprüfungen.

Eines der Modelle berechnet den Treibstoffbedarf (CO₂) und die Emissionen für alle Flüge während eines Jahres von A nach B innerhalb der Schweiz und von allen Flügen von A in der Schweiz bis zur ersten Destination B im Ausland. Das Resultat für den Treibstoffbedarf entspricht ungefähr der während des betrachteten Jahres in der Schweiz getankten Menge Treibstoff (Absatzprinzip). Dieses Modell wurde für den unten stehenden Vergleich angewendet.

Um die totalen CO₂-Emissionen auf der Grundlage des getankten Treibstoffs zu bestimmen, braucht es keine komplizierte Berechnung, da jedes kg Flugtreibstoff letztendlich in rund 3.15 kg CO₂ umgewandelt wird, egal in welchem Motor der Treibstoff verbrannt wird. Die Situation ist völlig anders für Schadstoffemissionen, welche von der Motorentechnologie und demzufolge von den tatsächlich an einem Flugzeug montierten Motoren abhängen. Dafür braucht es Kenntnisse über den exakten Motorentyp, welcher bei einem Flugzeug installiert ist.

Bezüglich Treibstoffverbrauch (CO₂) können Flugzeug-Kolbenmotoren für ein Land wie die Schweiz vernachlässigt werden. In der Schweiz ist der Verbrauch von AVGAS tiefer als der Benzinverbrauch für Gartenpflege im so genannten „off road“-Sektor. Auch im Vergleich mit „Jet Fuel“ (für Gasturbinen bzw. Jet-Triebwerke) ist der Verbrauch von AVGAS nicht signifikant (siehe unten). Bezüglich Schadstoffemissionen ist das BAZL dank der durchgeführten Messungen nun in der Lage, ein klares Bild des Beitrags von Flugzeug-Kolbenmotoren an die totalen Emissionen des Luftverkehrs zu zeichnen.

Die Resultate für die Schadstoffemissionen wurden aus rund 700 000 Flügen des Jahrs 2004 berechnet. Für alle berechneten Ergebnisse aus den Flugoperationen wurden wo immer möglich die effektiv verwendeten Triebwerke mit individuellen Emissionsfaktoren für jedes einzelne Flugzeug berücksichtigt.

Flugzeug-Kolbenmotoren haben nach Absatzprinzip den folgenden Anteil an den totalen Emissionen der schweizerischen Zivilluftfahrt:

- **Weniger als 1% Anteil am gesamten Luftfahrt-CO₂**
- **1% Anteil an NO_x**
- **10% Anteil an HC**
- **40% Anteil an CO**
- **100% Anteil an Blei und Bromiden (AVGAS 100LL ist die einzige Bleiquelle!)***

*ungefähr 5 metrische Tonnen Blei und eine ähnliche Menge an Bromiden pro Jahr in der Schweiz

2.3 Treibstoffverbrauch und Schadstoffemissionen optimieren

2.3.1 "Uralt-Technik"-Benzinmotoren

a) Einsatz von unverbleitem AVGAS

BAZL- und DLR-Messungen haben eine signifikante Reduktion von Flugzeug-Kolbenmotor-Emissionen durch die Verwendung des unverbleiten Schwedischen AVGAS 91/96 UL aufgezeigt. Daneben erfüllt der Treibstoff dieselben Standards wie das verbleite AVGAS. Der Motorenhersteller Textron Lycoming™ hat AVGAS 91/96 UL bereits 1995 als Treibstoff für eine Vielzahl seiner Motoren zugelassen. Die Motoren sind mit Typennummer in der „service instruction“ No. SI 1070 aufgelistet. Der Motorenhersteller Bombardier-Rotax™ empfiehlt seinerseits explizit den Einsatz dieses Treibstoffs für seine Motoren.

b) Tiefstmögliche CO₂-Emissionen im Reiseflug (Leistung, Geschwindigkeit, Flughöhe)

Tiefstmögliche CO₂-Emissionen sind das Resultat von tiefstmöglichem Treibstoffverbrauch (Abschnitt 2.2.1 c). Wenn CO₂-Emissionen reduziert werden sollen, so muss ein Flug für tiefstmöglichen Treibstoffverbrauch optimiert werden. Um optimale Geschwindigkeiten und Flughöhen für ein gegebenes Flugzeug mit Kolbenmotor zu finden, wird zuerst ein theoretischer Ansatz gezeigt. Es gilt dabei zu beachten, dass Strecken, Geschwindigkeiten und Kräfte eigentlich gerichtete Grössen, so genannte Vektoren sind. Wenn Vektoren parallel liegen, wie im vorliegenden Fall, kann mit ihnen wie mit ungerichteten Grössen gerechnet werden, was die Sache vereinfacht.

Definition von Begriffen für theoretische Betrachtungen:

$$FF = \text{Treibstoffverbrauch} = \frac{\text{Treibstoffmasse}}{\text{Zeit}} = \frac{m_f}{t} \quad (1) \quad \text{und} \quad TAS = \text{wahre Geschwindigkeit} \quad (2)$$

$$S_R = \text{spezifische Reichweite} = \frac{\text{Distanz}}{\text{Treibstoffmasse}} = \frac{d}{m_f} = \frac{\frac{d}{t}}{\frac{m_f}{t}} = \frac{TAS}{FF} \quad (3)$$

P = Motorenleistung

$$P_{req} = \text{erforderliche Leistung (für Flugzeug)} = \text{erforderlicher Schub} \cdot \text{wahre Geschwindigkeit} = F_{req} \cdot TAS \quad (4)$$

P_{avail} = verfügbare Leistung (vom Motor bei "Vollgas")

$$SFC = \text{spezifischer Treibstoffverbrauch} = \frac{FF}{P} = \frac{\frac{m_f}{t}}{P} = \frac{m_f}{t \cdot P} \quad (5)$$

Die Geschwindigkeit für die grösste Reichweite ($v_{best\ range}$) ist die Geschwindigkeit, bei welcher das Verhältnis zwischen Vorwärtsgeschwindigkeit (eine wahre Geschwindigkeit TAS) und Treibstoffverbrauch (FF) so gross wie möglich ist (Gleichung 3).

Der Ausdruck $TAS : FF$ wird spezifische Reichweite genannt. Die spezifische Reichweite hängt für ein gegebenes Flugzeug ab von der

- Leistungssetzung inklusive Gemischeinstellung
- Sauberkeit des Flugzeugs
- Flugzeugmasse
- Dichtehöhe

Bei $v_{best\ range}$ ist die spezifische Reichweite am grössten.

Wie kann $v_{best\ range}$ gefunden werden?

Eine praktische Lösung ist die andauernde automatische Berechnung von $TAS : FF$ (oder besser: $Ground\ Speed : FF$, was den Wind mitberücksichtigt). Dies kann mit einer Treibstoffdurchflussmessung erreicht werden, welche mit einem GPS gekoppelt ist und laufend das Verhältnis von zurückgelegten Nautischen Meilen (NM) zum verbrauchten Treibstoff anzeigt. Mit etwas Erfahrung kann das Verhältnis von NM zu Treibstoff auf einen möglichst hohen Wert gebracht werden, indem entsprechende Anpassungen an der Leistung und an der Flughöhe vorgenommen werden.

Theoretischer Ansatz:

Für den üblichen Leistungsbereich eines Flugzeug-Kolbenmotors ist der Treibstoffverbrauch proportional zur Leistung an der Propellerwelle P . Mit (5) kann der Treibstoffverbrauch geschrieben werden als:

$$FF = \frac{FF}{P} \cdot P = SFC \cdot P \quad (6)$$

Gleichung (6) in (3) ergibt für die spezifische Reichweite:

$$S_R = \frac{TAS}{SFC \cdot P} \quad (7)$$

Der Ausdruck SFC beschreibt die Antriebseffizienz. $TAS : P_{req}$ ist ein Ausdruck für die aerodynamische Güte der Flugzeugzelle. Genauer gesagt wird die grösste spezifische Reichweite bei der höchst möglichen TAS bei gleichzeitig tiefstmöglichem SFC und tiefstmöglicher erforderlicher Leistung erzielt.

$$S_R \text{ max.} = \max. \frac{TAS}{SFC \cdot P_{req}} \quad (8)$$

Um die Sache zu vereinfachen, wird die Optimierung in vier Schritte unterteilt:

- 1) Betrachtung der aerodynamischen Güte und der Flugzeugmasse (die Antriebseffizienz wird als konstant angenommen)
- 2) Betrachtung der Antriebseffizienz alleine
- 3) Einbezug der Flughöhe
- 4) Zusammenfassung und Daumenregeln

- 1) Ausdruck für die aerodynamische Güte, mit Gleichung (4)

$$\frac{TAS}{P_{req}} = \frac{TAS}{F_{req} \cdot TAS} = \frac{1}{F_{req}} \quad (9)$$

Gleichung (9) drückt die Tatsache aus, dass die aerodynamische Güte am grössten ist, wenn der benötigte Schub am kleinsten ist. Im horizontalen, geradlinigen Flug mit konstanter Geschwindigkeit kompensiert der Schub exakt den Widerstand. Mit anderen Worten: Die Anzahl Newton der Schubkraft ist gleich der Anzahl Newton der Widerstandskraft. Bei grösstmöglicher aerodynamischer Güte muss demnach der Widerstand minimal sein. Aus den Auftriebs- und Widerstandsformeln (welche hier nicht aufgeschrieben werden) folgt, dass der kleinstmögliche Widerstand dann erreicht wird, wenn das Verhältnis aus Auftrieb zu Widerstand maximal ist. Die wahre Geschwindigkeit für den kleinsten Widerstand, $v_{min \text{ drag}}$, kann theoretisch mit Hilfe einer flugzeugspezifischen Kurve gefunden werden, welche die erforderliche Leistung in Abhängigkeit der TAS darstellt (Abbildung 20).

Im Reiseflug wird das Flugzeug durch das Verbrennen von Treibstoff leichter, was die benötigte Auftriebskraft reduziert (kleinerer Auftriebskoeffizient nötig), was eine Verringerung des Widerstands bewirkt (Abbildung 21).

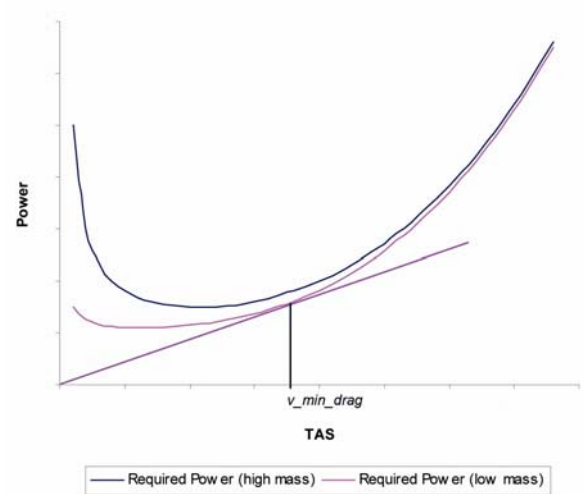


Abbildung 20: Erforderliche Leistung für ein gegebenes Flugzeug in Abhängigkeit von der TAS für zwei verschiedene Flugzeugmassen. Der höchstmögliche Wert von Gleichung (9) wird mittels Tangente vom Ursprung zur Leistungskurve gefunden. Bei minimaler Tangentensteigung ist $P_{req} : TAS$ minimal bzw. $TAS : P_{req}$ maximal. Die entsprechende Geschwindigkeit für kleinsten Widerstand ist v_{min_drag} . Die beiden Leistungskurven wurden durch rechnerische Modellierung einer Flugzeugzelle erzeugt. Die Tangente in der Abbildung zeigt ein Beispiel für die Bestimmung von v_{min_drag} für die kleinere Flugzeugmasse.

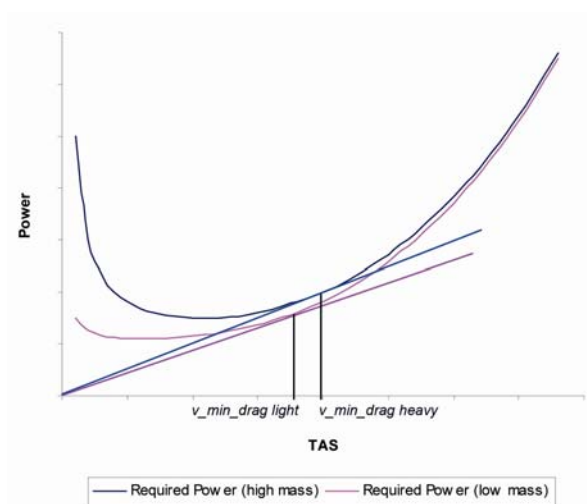


Abbildung 21: Erforderliche Leistung für ein gegebenes Flugzeug in Abhängigkeit von der TAS für zwei verschiedene Flugzeugmassen. Bei abnehmender Flugzeugmasse nimmt v_{min_drag} ab.

- Für grösste Reichweite (bei konstantem SFC) ist $v_{best\ range}$ gleich $v_{min\ drag}$.
- Mit abnehmendem Flugzeuggewicht wird $v_{min\ drag}$ kleiner.
- Bei Gegenwind wird $v_{min\ drag}$ grösser. (Der Ursprung der Tangente in Abbildung 20 verschiebt sich nach rechts.)
- $v_{min\ drag}$ ist eine kleine Reisegeschwindigkeit verglichen mit "konventionellen" Reisegeschwindigkeiten.
- Die Verminderung des Widerstandes wird allgemein nicht nur durch Annäherung an $v_{min\ drag}$, erreicht, sondern auch durch die Befreiung der Flugzeugzelle und des Propellers von Insekten und Schmutz und durch Verbesserung von Übergängen an der Motorenverkleidung und an der übrigen Flugzeugzelle.

2) Antriebseffizienz

Im allgemeinen laufen Flugzeug-Kolbenmotoren effizienter (*SFC* wird besser, kleiner):

- Wenn die erforderliche Leistung, um bei einer bestimmten *TAS* zu fliegen, mit ganz offener Drosselklappe ("Full Throttle") erzielt werden kann.
- Wenn die Motordrehzahl so tief wie möglich ist, um die erforderliche Leistung zu erzeugen.
- Wenn der Motor zwischen 40% und 70% der maximalen Leistung läuft (bezogen auf Meereshöhe).
- Wenn das Luft/Treibstoffgemisch optimal eingestellt ist (Zusammenfassung im nächsten Abschnitt c).

Bei tiefer Motordrehzahl ist die Zylinderfüllung mit Luft/Treibstoffgemisch besser und es gibt weniger Reibungsverluste. Jedoch gibt es auch eine Drehzahlgrenze nach unten für die effiziente Leistungserzeugung. Bei ganz geöffneter Drosselklappe arbeitet das Ansaugsystem (Saugmotor) effizienter.

Tiefe Motordrehzahl kann mit Hilfe eines Verstellpropellers erreicht werden. Tatsächlich ist die Propellereffizienz eines Verstellpropellers auch bei tieferer Drehzahl sehr gut. Kombiniert mit besserer Effizienz des Motors bei tieferer Drehzahl ergibt sich eine Verbesserung der Effizienz des ganzen Antriebssystems. Die Situation kann in gewisser Weise mit der Fahrt eines Autos verglichen werden: Bei 90 km/h wird anstelle des 4. Gangs der 5. Gang gewählt.

Die Erzeugung der erforderlichen Leistung bei tieferer Drehzahl bewirkt eine relative Erhöhung des Manifold Pressure (MAP), respektive des Drehmoments. Für etliche Triebwerke gilt die Faustregel, dass der MAP (gemessen in InHg) die Drehzahl/100 nicht übersteigen darf. Der Grund liegt darin, dass der Motor näher an die Klopfgrenze kommen kann. Er läuft zwar im Allgemeinen eher kühler aber mit mehr Zylinderdruck. Die Limiten für die Drehzahl und MAP-Einstellungen werden von Motorherstellern angegeben (Engine Operator's Manual, AFM) und gehören zu den Kenntnissen, welche für den optimalen Betrieb eines bestimmten Flugzeugmusters nötig sind.

Neben einer Verbesserung des *SFC* durch tiefere Drehzahl (nicht tiefste Leistung) wird der Propellerlärm deutlich reduziert. Eine Drehzahlreduktion von nur 100 RPM reduziert die Machzahl an den Propellerspitzen deutlich, mit einem eindrücklich positiven Effekt auf den Propellerlärm. Dies ist eine „Win-Win“-Situation für die Umwelt, da gleichzeitig Lärm und Schadstoffemissionen reduziert werden.

Bei Flugzeugen mit Festpropeller ist das Fliegen mit **stark** reduzierter Drehzahl oft nicht sinnvoll. Ob eine Effizienzsteigerung durch Drehzahlreduktion möglich ist, hängt sehr von der gewählten Propellersteigung ab und ist deshalb extrem abhängig vom jeweiligen Flugzeugmuster.

3) Betrachtungen zur Flughöhe

Erinnern wir uns zuerst, dass der übliche Geschwindigkeitsmesser im Flugzeug eigentlich ein Druckmesser ist, welcher in Geschwindigkeitseinheiten angeschrieben wurde. Die angezeigte Geschwindigkeit wird "Indicated Air Speed" *IAS* genannt. Auf Meereshöhe ist *IAS* gleich gross wie *TAS*. *TAS* ist aber im eigentlichen Sinn die einzige wahre Fluggeschwindigkeit.

- Mit zunehmender Flughöhe ist *IAS* kleiner als *TAS*. Wenn *IAS* im Steigflug konstant gehalten wird, nimmt *TAS* zu.

Der dynamische Druck, welcher den Zeiger des Geschwindigkeitsmessers bewegt, entspricht dem dynamischen Druck in der Widerstandsformel für das Flugzeug. Daraus folgt:

- Wenn *IAS* im Steigflug konstant gehalten wird, bleibt auch der Widerstand konstant, aber *TAS* wird zunehmen. Aus Gleichung (4) folgt, dass die erforderliche Leistung zunimmt.
- Wenn *TAS* bei zunehmender Höhe konstant bleiben soll, muss *IAS* reduziert werden. Auf grösserer Höhe sind dann Widerstand und erforderliche Leistung kleiner.

Mit zunehmender Dichtehöhe verlieren Saugmotoren an Leistung, weil der Partialdruck des Sauerstoffs abnimmt. Beim Fliegen in grosser Dichtehöhe kann die verfügbare Leistung bei „Full Throttle“ auf 55% oder sogar darunter abfallen. Bei einer solchen relativ geringen Leistung mit „Full Throttle“, mit optimaler Gemischanpassung und reduzierter Drehzahl ist der Motor bei seinem kleinsten (besten) *SFC*. Trotz kleinerem Widerstand und höherer erreichbarer *TAS* auf grösserer Höhe begrenzt die

relativ geringe verfügbare Leistung die *TAS* auf einen relativ tiefen Wert, nicht sehr weit oberhalb von $v_{min\ drag}$. Dies bedeutet, dass die Flugzeugzelle nahe bei ihrer besten aerodynamischen Güte fliegt. Beide Effekte, kleiner *SFC* und die *TAS* nahe bei $v_{min\ drag}$, führen in ihrer Kombination zur grössten spezifischen Reichweite.

Während des Reiseflugs wird das Flugzeug wegen des verbrannten Treibstoffs leichter. Abbildung 21 schlägt als Optimierung eine entsprechende Reduktion der *TAS* vor. Dies kann z.B. durch sukzessives Höhersteigen bewerkstelligt werden, weil der Leistungsabfall schliesslich die *TAS* reduziert, trotz geringeren Widerstands auf grösserer Flughöhe.

Bei Turbomotoren kann ein hoher Luftdruck (genügend Sauerstoff pro Volumen) im „Manifold“ bis in grössere Höhen aufrechterhalten werden. Bei Turbomotoren liegt die Flughöhe für grösste spezifische Reichweite meist höher, weil der Motor die erforderliche Leistung auf grösserer Höhe immer noch erbringt. Die kleinere Luftdichte in grösserer Höhe reduziert den Widerstand, mit dem Effekt einer höheren erreichbaren *TAS*. Dies vergrössert die spezifische Reichweite (Gleichungen 4 und 8).

Allerdings führt eine grosse Flughöhe für Flugzeug-Kolbenmotoren nicht notwendigerweise zur grössten spezifischen Reichweite. Der Treibstoff für den Steigflug auf grössere Höhen und die Windkomponenten müssen berücksichtigt werden. Darüber hinaus ist der *SFC* eines Kolbenmotors nicht sehr höhen- und geschwindigkeitsabhängig – ganz im Gegensatz zu einem Jettriebwerk. Aus diesen Gründen kann eine grosse spezifische Reichweite auch auf kleineren Flughöhen erreicht werden, wenn die Leistung auf einen Wert um 50% der maximalen Leistung auf Meereshöhe zurückgenommen wird, die Drehzahl relativ tief und der MAP – innerhalb der zulässigen Limiten – relativ hoch ist. Die erreichte *TAS* liegt dann nicht sehr weit über $v_{min\ drag}$. Die Situation ist in gewissem Sinne vergleichbar mit einer verbrauchsoptimierten Fahrt eines Autos auf der Autobahn: Anstelle von 120 km/h im 4. Gang wird mit 100 km/h im 5. Gang gefahren.

4) Zusammenfassung und Daumenregeln

Die Geschwindigkeit für grösste spezifische Reichweite liegt nicht sehr weit oberhalb $v_{min\ drag}$. In jedem Fall sollte das AFM konsultiert werden. Zusätzlich können die folgenden Daumenregeln eine Optimierungshilfe sein:

Am wenigsten CO₂-Emissionen können im Reiseflug eventuell erzielt werden mit:

- $v_{best\ range}$ (ohne Wind) = *TAS für beste Steigrate* + 15%
- $v_{best\ range}$ + 1/4 der Gegenwindkomponente (für Gegenwind)
- $v_{best\ range}$ – 1/5 der Rückenwindkomponente (für Rückenwind)
- $v_{best\ range}$ – 4% pro 100 kg unterhalb MTOM
- Erforderliche Leistung nicht unter 45% und selten über 55%
- Erforderliche Leistung bei relativ tiefer Drehzahl und relativ hohem MAP (Limiten beachten!)
- Optimale Gemischeinstellung (mit hohem Beitrag, Anhang 2, Zusammenfassung im folgenden Abschnitt c)



Bild 5: Testflug über den Schweizer Alpen

CO₂-optimierter Reiseflug: Zeitverlust und Treibstoffgewinn in Funktion von Flughöhe (PA) und reduzierter Leistungssetzung, Gemisch 50° "rich of peak EGT", ohne Steigflug, ohne Wind, Testflugzeug HBKEY, Lyc IO-360 Serie, CS Propeller

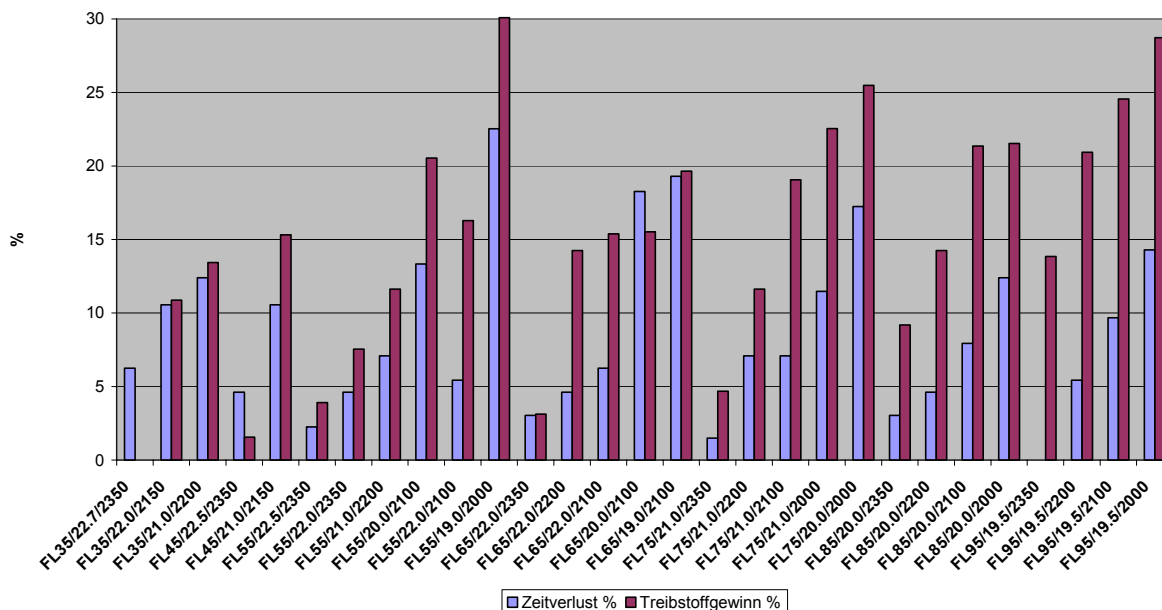


Abbildung 22: Beispiel für den Treibstoffgewinn (= CO₂-Reduktion, rote Säulen) bei Anwendung der erläuterten Erkenntnisse. Basis für den Vergleich (0% Linie) ist der Treibstoffverbrauch bei Standard 65% Leistungssetzung eines Saugmotors bis auf FL65. Lesehilfe an einem Beispiel: FL55/20.0/2100 bedeutet Reiseflug auf 5500ft Druckhöhe, Motor 20 InHg MAP und 2100 RPM. Gegenüber der Standardeinstellung resultiert ohne Wind 21% weniger Treibstoffverbrauch und ein Zeitverlust von 13%. Ersichtlich wird z.B. auch, dass sich auf FL55 mit entsprechender Leistungsreduktion eine ähnlich grosse Reichweite erzielen lässt, wie auf FL95.

Warteschleifen während des Fluges:

Wenn ein Flugzeug Warteschleifen fliegen muss (z.B. während eines Anflugs), so ist die grösste spezifische Reichweite unwichtig. In diesem Fall sollte das Flugzeug den Treibstoff mit möglichst geringer Rate verbrennen, um CO₂-Emissionen zu reduzieren. Dies entspricht einer Leistungssetzung für möglichst lange Flugzeit (*best endurance*). Wie früher erklärt wurde, verhalten sich der Treibstoffverbrauch und die abgegebene Leistung beim Kolbenmotor annähernd proportional. Der geringste Treibstoffdurchsatz pro Zeit wird deshalb theoretisch bei einer Geschwindigkeit erzielt, bei welcher am wenigsten Leistung erforderlich ist, um das Flugzeug horizontal bzw. in einer leichten Kurve zu halten. Es ist die Geschwindigkeit bei welcher die erforderliche Leistung am kleinsten ist (tiefster Punkt der Kurven in Abbildung 23). Bei höherer Masse nimmt die Geschwindigkeit für *best endurance* zu. Die tiefste erforderliche Leistung ist gleich dem tiefsten Energieverbrauch pro Zeit, um das Flugzeug in der Luft zu halten. Die Geschwindigkeit, bei welcher dies erreicht wird, ist die Geschwindigkeit für das kleinste Sinken ohne Motor (v_{min_sink}).

Normalerweise wird v_{min_sink} in einem AFM für Kolbenmotor-Flugzeuge nicht direkt angegeben. Aber sie ist sehr nahe bei v_y , der Geschwindigkeit für die beste Steigrate. Der Grund ist folgender: Die beste Steigrate wird bei derjenigen Geschwindigkeit erreicht, bei welcher der Unterschied zwischen verfügbarer Leistung und erforderlicher Leistung für den Steigflug am grössten ist. Der Leistungsüberschuss bestimmt die Steigrate. Weil die erforderliche Leistung bei v_{min_sink} am kleinsten ist, liegt die Geschwindigkeit für die beste Steigrate normalerweise in der Nähe der Geschwindigkeit v_{min_sink} .

Die geringsten CO₂-Emissionen in einer Warteschleife können eventuell erzielt werden mit:

- Fluggeschwindigkeit (*IAS*) gleich v_y oder wenig darüber (Einschränkungen gemäss AFM sind möglich)
- Erforderliche Leistung bei relativ tiefer Drehzahl und relativ hohem MAP (Limiten beachten!)

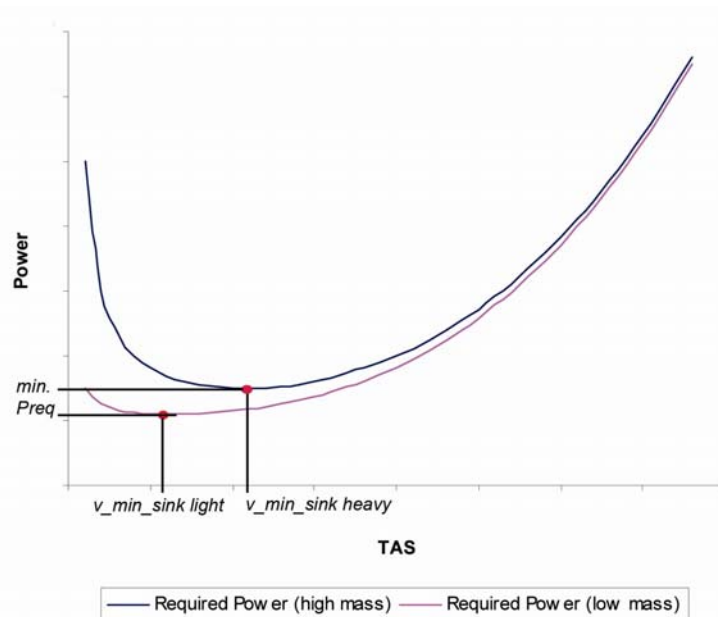


Abbildung 23: Bestimmung der Geschwindigkeit für möglichst lange Flugzeit (*best endurance*).

c) Bedienung der manuellen Gemischverstellung (Steigflug, Reiseflug, Sinkflug/Anflug)

Steigflug

- Im Steigflug kann das Gemisch in vielen Fällen auf **“best power“** angepasst werden, **sofern dies gemäss AFM/EOM erlaubt ist und die CHT-Limiten eingehalten werden können**. Die Gemischverstellung mit Hilfe des Treibstoffverbrauchs kann nützlich sein (wie in Abschnitt 2.2.2 L beschrieben). **Bei zunehmender Dichtehöhe muss das Gemisch in der Regel** hin zu weniger treibstoffreichem Gemisch angepasst werden.

Reiseflug “rich of peak EGT”

- Aus Sicht der Emissionen ist im Reiseflug die Wahl einer Gemischeinstellung etwas auf der treibstoffreichen Seite (“slightly rich of peak EGT”) immer noch besser, als eine “best power“-Einstellung oder sehr treibstoffreiche Einstellung, obwohl es mehr NO_x-Emissionen geben wird. Der Treibstoffverbrauch geht zurück (weniger totales CO₂), es gibt weniger CO- und HC-Emissionen und weniger Partikelmasse.

Reiseflug 50°F “lean of peak EGT”

- Aus Sicht der Emissionen wäre die treibstoffmagere Gemischeinstellung optimal. Mit dem tiefstmöglichen spezifischen Treibstoffverbrauch für eine gewünschte Leistung und einem Minimum bzw. tiefen Werten für die Emissionsfaktoren resultieren tiefstmögliche Emissionen (wie in Abschnitt 2.2.2 f gezeigt wurde). Der Motor kann gleichzeitig kühler laufen. Jedoch müssen im Minimum folgende Einschränkungen für einen sicheren Betrieb beachtet werden:
 - Das Motorenmanual und das AFM beschreiben explizit das Einstellen eines mageren Gemischs als Option.
 - Der Motor hat eine ausgewogene, praktisch identische Gemisch- und Temperaturverteilung in den verschiedenen Zylindern.

Sinkflug und Anflug

- Während des Sinkflugs mit unveränderter Gemischeinstellung wird das Gemisch eines Saugmotors immer treibstoffärmer (magerer) wegen der zunehmenden Luftdichte. Wenn das Gemisch vor dem Sinkflug ein wenig treibstoffreich ist, so erreichen die Zylinder während des Sinkflugs mit der Zeit die maximale Abgastemperatur („peak EGT“). Im treibstoffarmen Fall, bei magerem Gemisch, erreichen die Zylinder im Sinkflug die kritische Gemischgrenze, wo die Verbrennung bis in den Auspuff hinein verzögert werden kann. Aus diesen Gründen werden

Piloten oft instruiert, den Gemischhebel für den Sink- oder Anflug direkt auf „full rich“ zu stellen. Dies kann die geschilderten Probleme vermeiden und ist einfach in der Anwendung.

- BAZL Messungen haben gezeigt, dass mit der einfachen „full rich“-Manipulation im Sinkflug und Anflug pro nautische Meile meist mehr Treibstoff verbrannt wird als im Reiseflug! In Kombination mit einer sehr unvollständigen Verbrennung bei „full rich“ können die totalen Emissionen im Sinkflug höher sein als im Reiseflug (Anhang 2).
- Anstelle einer „full rich“-Manipulation prüfte der Autor eine Alternative: Die Motorenleistung beim Sink- und Anflug liegt meist unterhalb 45%. Der Gemischhebel wurde unmittelbar vor Beginn des Sinkfluges nur soweit gestossen bis zirka 100°F „rich of peak EGT“ erreicht waren. Im Sinkflug wurde etwa alle 1000ft kurz kontrolliert und wenn nötig etwas nachgeschoben, um bei 100°F zu bleiben. Dieses Vorgehen hat drei Vorteile:
 - A) Bedeutende Mengen an Treibstoff und Emissionen können eingespart werden.
 - B) Der Motor läuft mit „best power“-Gemisch. Sollte im Sinkflug kurzzeitig viel Leistung notwendig werden, ist sie verfügbar. Das Gemisch ist genügend reich, damit der Motor sofort hochdrehen kann.
 - C) 100°F unterhalb der „peak EGT“ enthält eine Sicherheitsmarge, falls vergessen wird, das Gemisch während des weiteren Sinkflugs weiter anzureichern.Die Gemischeinstellung „full rich“ wurde vom Autor jeweils erst Mitte des Gegenanflugs gesetzt und im „Final Check“ überprüft, weil „full rich“ für den Fall eines Durchstartmanövers benötigt wird.

2.3.2 Wahl der Motorentechnologie

a) FADEC für Benzinmotoren

Nach Meinung des Autors sind zertifizierte FADEC (Full Authority Digital Engine Control) für „Uralt-Technik“-Einspritzmotoren ein wertvolles Mittel, um den Treibstoffverbrauch und die Emissionen deutlich zu reduzieren. Ein FADEC System ist in der Lage, das Luft/Treibstoffgemisch in jedem einzelnen Zylinder individuell zu regeln und deshalb kann ein Motor im Reiseflug mager betrieben werden. Die manuelle Gemischeinstellung entfällt und wird durch eine optimierte, leistungsangepasste automatische Regelung ersetzt.

b) Turbodieselmotor

Zum Zeitpunkt der Fertigstellung dieses BAZL-Berichts hat der getestete Turbodieselmotor bei weitem die geringsten gasförmigen Emissionen pro Leistungseinheit ausgewiesen. Die Turbodiesel-Technologie bringt die grösste Emissionsreduktion im Bereich der Flugzeug-Kolbenmotoren. Was die Partikelemissionen angeht, wird der Turbodiesel nicht schlechter eingestuft als „Uralt-Technik“-Motoren, welche mit AVGAS 100LL betrieben werden.



Bild 6: Abgasmessung am Turbodiesel-Flugmotor

3. Ausblick– geplante zukünftige Arbeiten

3.1 Anzahl der gemessenen Motoren

3.1.1 „Uralt-Technik“-Motoren und neue Motorenkonzepte

Einige BAZL-Daten beruhen auf Messungen an nur einem bestimmten Motor eines bestimmten Motorentyps. Zwischen verschiedenen Exemplaren desselben Motorentyps können aber zum Teil erhebliche Unterschiede auftreten. Aus diesem Grund plant das BAZL die Verbesserung der repräsentativen Auswahl von Motoren, indem die Messung an einer grösseren Anzahl von Motoren desselben Typs vorgenommen wird. Die Datenbank wird auch sukzessive durch Daten von noch fehlenden Motorentypen ergänzt.

3.1.2 Mit FADEC modernisierte „Uralt-Technik“-Motoren

Während der letzten Jahre sind FADEC Optionen für Einspritzmotoren im Markt aufgetaucht, welche für verschiedene Kombinationen von Flugzeugzellen und Motoren zertifiziert wurden. Gemäss heutigem Wissen folgert der Autor, dass mit FADEC nachgerüstete Motoren erheblich geringere Emissionen aufweisen. Für fundierte Aussagen sind aber noch mehr Messungen nötig.

3.2 Unverbleites AVGAS

In Europa ist AVGAS 100LL heute noch der **einzigste** im Markt verwendete **verbleite Treibstoff**. Neben Blei-Tetraethyl enthält dieser Treibstoff Bromide, welche zum Abbau der Ozonschicht in der Stratosphäre beitragen können. Das wissenschaftliche Forschungsprogramm, welches im Anhang 4 vorgestellt und zu einem Teil dokumentiert wurde, hat aufgezeigt, dass die Verwendung von AVGAS 91/96 UL die Emissionen von existierenden Flugzeug-Kolbenmotoren dramatisch reduzieren kann. Aus diesem Grunde unterstützt das BAZL unter Beibehaltung der Sicherheitsaspekte den Wechsel zum saubereren unverbleiten AVGAS. Unglücklicherweise kann AVGAS 91/96 UL das traditionelle AVGAS 100LL nicht in jedem Fall ersetzen, wegen einer etwas geringeren Klopffestigkeit. Weiterentwickeltes unverbleites AVGAS mit immer noch relativ niedrigen Emissionen, aber höherer Klopffestigkeit, wurde getestet. Treibstoffe wie C und G (Anhang 4) hätten das Potential, um 100LL vollständig zu ersetzen. Sie müssen aber noch besser evaluiert werden.

Unverbleites Autobenzin (MOGAS) ist nur mit Einschränkungen für den Einsatz in Flugzeugen tauglich. Für „Uralt-Technik“-Motorentypen braucht es – sofern überhaupt möglich – ein zusätzliches Typenzertifikat (STC), welches den sicheren Betrieb mit MOGAS garantiert. Meist muss dabei ein sehr geringer maximaler Ethanolgehalt vorgeschrieben werden. In Zukunft könnte es durch den in Europa steigenden Ethanolgehalt in Autobenzin Schwierigkeiten bei der Versorgung mit MOGAS für Flugzeuge geben. In diesem Zusammenhang sei auch erwähnt, dass MOGAS Substanzen enthalten kann, welche ein gewisses Risiko für die Verseuchung von Trinkwasser darstellen können¹⁰.



Bild 4: Erforschung von unverbleitem AVGAS, St. Stephan, Schweiz, Mai 2006. Von links nach rechts: C. Wahl, M. Kapernaum (beide DLR), L. Hjelmberg (Hjelmco), T. Rindlisbacher, W. Bula (beide BAZL)

¹⁰ Im Jahre 2006 in der Schweiz verkauftes und analysiertes MOGAS enthielt überraschend grosse Mengen an MTBE.

3.3 Emissionsdaten für Helikopterturbinen und kleine “Turbofans”



Für andere Motorenfamilien ohne ICAO-Emissionszertifizierung, wie z.B. Helikopterturbinen und kleine Turbofans, gibt es immer noch einen grossen Mangel an verfügbaren individuellen Emissionsdaten. Das BAZL plant auf der Grundlage des Luftfahrtgesetzes (SR 748.0, LFG Art. 58) die Arbeit an zwei entsprechenden Paketen,:

- **Helicopter engine emissions**, Projekt **HELEN** (Start Mitte 2007)
- **Small turbofan engine emissions**, Projekt **STUF** (Start geplant für 2008).

Eine erste Machbarkeitsstudie unter Anwendung des BAZL-“low cost“-Messsystems wurde im Sommer 2006 an einem typischen Businessjet-Triebwerk durchgeführt. Die Bestimmung der gasförmigen Emissionen wurde mit der anspruchsvollen Messung der Partikelemissionen kombiniert (gemäss Anhang 4, Abschnitt 4). Die Messdaten wurden mit zertifizierungsähnlichen Daten verglichen, welche der Triebwerkhersteller freundlicherweise zur Verfügung stellte. Die beiden Datensätze stimmten in befriedigender Weise überein.

3.4 Internationale Aktivitäten

Auf Grund der Umweltschutzgesetze in verschiedenen Ländern und dem international gewachsenen Interesse wird die Verbesserung der Kenntnisse über die Emissionen von kleineren Motoren ohne Emissionszertifizierung immer wichtiger. Das BAZL unterstützt die Weiterentwicklung von ICAO-Anleitungsmaterial zur Berechnung von Emissionen des Luftfahrtsektors und für Berechnungen im Zusammenhang mit Umweltverträglichkeitsprüfungen.

- ENDE -

4. Zusammenstellung von Abkürzungen und Begriffen

AFM	Flugzeug Flughandbuch
AMSL	Über der mittleren Meereshöhe
AP	Leistungsstufe für Anflug (Approach)
ASTM	American Society for Testing and Materials, eine der weltweit grössten Organisationen für die Entwicklung von Standards
AVGAS	Flugbenzin
AVGAS 100LL	verbleites AVGAS mit 100/130 flugspezifischer Oktanzahl
AVGAS 91/96 UL	unverbleites AVGAS mit 91/96 flugspezifischer Oktanzahl
BAZL	Bundesamt für Zivilluftfahrt
BHP	Abbremsleistung (Brake Horsepower)
°C	Temperatur in Grad Celsius
CAEP	Umweltgremium der ICAO (Committee on Aviation Environmental Protection)
CHT	Zylinderkopftemperatur (Cylinder Head Temperature)
CL	Leistungsstufe für Steigflug (Climb)
CLD	Chemolumineszenz
CO	Kohlenmonoxid
CO ₂	Kohlendioxid
CPC	Kondensations-Teilchen-Zähler
CR	Leistungsstufe für Reiseflug (Cruise)
CR L	Leistungsstufe für Reiseflug mit Lambda = 0.95
CR LL	Leistungsstufe für Reiseflug mit Lambda = 1.3
CR R	Leistungsstufe für Reiseflug mit Gemisch vollreich ("full rich")
Dichtehöhe DA	Höhe in der Standardatmosphäre (ISA), bei welcher die vorherrschende Luftdichte auftritt. Die Dichtehöhe ist eine der wichtigsten Einflussgrössen auf die Flugzeug- und Triebwerkleistungen.
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DWD	Gegenanflug (Downwind)
EEPS	Gerät für die Partikelgrössenbestimmung (Engine Exhaust Particle Sizer)
EF	Emissionsfaktor (manchmal auch als Emissionsindex EI abgegeben)
EGT	Abgastemperatur (Exhaust Gas Temperature)
ELT	Notsender (Emergency Localizer Transmitter)
EOM	Motorenhandbuch (Engine Operating Manual)
°F	Temperatur in Grad Farenheit
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FF	Treibstoffdurchfluss (Fuel Flow), oft einfach Treibstoffverbrauch genannt
FID	Flammen-Ionisations-Detektor
Final	Endanflug (Final approach)
FOCA	Engl. Bundesamt für Zivilluftfahrt (Federal Office of Civil Aviation)
ft	Flughöhe in Fuss
FT	Vollgas bzw. ganz geöffnete Drosselklappe (Full Throttle)
GPS	Global Positioning System
H ₂	Wasserstoff (Hydrogen)
H ₂ O	Wasser(dampf). Wasserdampf ist gasförmig und deshalb unsichtbar
HBEYS	BAZL Flugzeug Robin DR400-180 mit Lycoming Serie O-360 Motor
HBHFX	Flugzeug AS202 Bravo mit Lycoming O-320 Motor
HBKEY	BAZL Flugzeug t Robin DR400/500 mit Lycoming Serie IO-360 Motor
HBKEZ	BAZL Flugzeug Robin DR400/500 mit Lycoming Serie IO-360 Motor
HBKIA	BAZL Flugzeug Bonanza A35 mit Teledyne Continental Serie IO-550 Motor
HBWAD	Flugzeug Ikarus C42 mit Rotax 912S Motor
HC	(Totale) Kohlenwasserstoff Emissionen
HC6NDIR	NDIR HC Messung mit Angabe in Hexane ppm
He	Helium
HP	(Propeller) Leistung
hPa	Hektopascal (Druckeinheit)
ICAO	Internationale Zivilluftfahrtorganisation (Int. Civil Aviation Organization)
InHg	Druckeinheit in Zoll Quecksilbersäule, z.B. 23 InHg = 779 hPa
ISA	Internationale Standard Atmosphäre
λ	Zahl, welche ausdrückt, wie reich oder mager ein Luft/Treibstoff Gemisch ist
Lambda	Zahl, welche ausdrückt, wie reich oder mager ein Luft/Treibstoff Gemisch ist
Lean	Luft/Treibstoffgemisch, welches arm an Treibstoff ist (= mager, Sauerstoffüberschuss) im Vergleich zum stöchiometrischen Gemisch

LTO	Lande- und Startzyklus (Landing and take-off cycle)
M	Drehmoment
MAP	Luftdruck im Ansaugrohr (Manifold Air Pressure)
Mixer	Hebel im Cockpit, um das Luft/Treibstoff Gemisch einzustellen
Mixture	Luft/Treibstoff Gemisch
Mode	Flugphase und –lage mit einer bestimmten Leistungseinstellung.
MOGAS	Automobiltreibstoff (Autobenzin)
MPH	Meilen pro Stunde
N ₂	Stickstoff (Nitrogen)
Nanoparticles	Ultrafeine Verbrennungspartikel mit Durchmessern zwischen 10 and 500 Nanometern. Ein Nanometer = ein Milliardstel Meter
NDIR	Nicht-dispersiver Infrarot Sensor
NO _x	Stickoxide (Nitrogen Oxydes)
"Old tech"	Das den Flugzeug Kolbenmotormarkt dominierende Motorenkonzept
P	Leistung
PM	Partikelmasse
Pressure Altitude PA	Druckhöhe. Höhe in der Standardatmosphäre (ISA), bei welcher der vorherrschende Druck auftritt. Die Höhe bei Einstellung des Druckhöhenmessers auf 1013.2 hPa
QNH	Umgebungsluftdruck, mit ISA Temperatur auf Meereshöhe korrigiert
Rich	Luft/Treibstoffgemisch, welches reich an Treibstoff ist (Sauerstoffmangel) im Vergleich zum stöchiometrischen Gemisch
RPM	Umdrehungen pro Minute (Revolutions per Minute), Drehzahl
RWY	Piste (Runway)
SMPS	Gerät zur Bestimmung von Partikelgrößen (Scanning Mobility Particle Sizer)
STC	Ergänzendes Typenzertifikat (Supplemental Type Certificate)
stoichiometric	stöchiometrisch. Verbrennungsbedingungen bei welchem das Luft/Treibstoffgemisch so eingestellt ist, dass weder ein Überschuss an Treibstoff noch ein Überschuss an Luft auftritt.
TA	Rollen (Taxi mode). Rollen vom Standplatz bis zur Piste und Rollen zum Standplatz nach der Landung
THC	Totale Kohlenwasserstoff Emissionen (oft einfach als HC angegeben)
TO	Leistungsstufe für Start (Take-off)
UV	Ultraviolette Strahlung
VFR	Sichtflug Regeln (Visual Flight Rules)
Vne	Niemals zu überschreitende Geschwindigkeit (Never-exceed speed)

5. Quellen

- 1) Bombardier-Rotax, engine test stand data, property of Rotax, 2005
- 2) Chevron Products Company, Technical Review "aviation fuels", 2000
- 3) DLR, German Aerospace Centre, Institute of Combustion Technology, C. Wahl/M. Kapernaum, written and oral communication, 2004 – 2007
- 4) Hjelmsco Oil, Aviation Gasolines, AVGAS 91/96UL description, Edition V, 1997
- 5) Hjelmsco Oil, Aviation Gasolines, turbo fuels & lubricants, Fuel Certificate, 2005
- 6) HORIBA, Mexa 1170 HFID manual, 2006
- 7) ICAO Annex 16, volume 2, aircraft emissions, second edition, July 1993, amendment 5
- 8) Intertek Caleb Brett, C-H relation measurements for test fuels, FOCA property, 2006
- 9) Kas Thomas, Light Plane Maintenance, 2000, ISBN 0-965196-0-6
- 10) Porsche, PFM3200, Abgaskonzentrationen, BAZL, 1988
- 11) Technotest, Stargas 898 manual, 2003
- 12) Textron-Lycoming, Power Curves O-360 and IO-360 series engines, provided hand written documents
- 13) TSI Incorporated, SMPS and EEPS functional drawings, 2007
- 14) US EPA, Control of air pollution from aircraft and aircraft engines, federal register, volume 38, number 136, July 17, 1973
- 15) US FAA, Advisory Circular AC34-1A
- 16) US FAA, Federal Aviation Engine Emissions Databank, November 26, 1991



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Federal Department of the Environment, Transport, Energy and
Communications DETEC

Federal Office of Civil Aviation FOCA

Aviation Policy and Strategy
Environmental Affairs

AIRCRAFT PISTON ENGINE EMISSIONS

Appendix 1: Measurement System



FOCA, CH-3003 Bern

Reference: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT

Contact person: Theo Rindlisbacher

Tel. +41 31 325 93 76, Fax +41 31 325 92 12, theo.rindlisbacher@bazl.admin.ch

This document has been released for publication by FOCA, Aviation Policy and Strategy, Director M. Zuckschwerdt, 11.06.2007

Contents	Page
a) Minimum requirements met by FOCA low cost gas measurement system	3
b) Measurement Method	
c) Measured Gaseous Emissions	
d) Ranges	
e) Illustration of FOCA low cost gas measurement system	4
f) Measurement systems for total HC measurements (certification standard)	5
g) Measurement systems for comparative gas measurements (certification standard)	
h) Measurement system for nanoparticle measurements (Appendix 4)	6

a) Minimum requirements that are met by FOCA low cost gas measurement system

- Class 0 of OIML R99 ¹
- Capable of NO measurements with electrochemical cell
- Calibration Intervals three months or more
- Condensation water separation, capable of cold sampling line measurement
- Capable of direct λ monitoring
- Ambient temperature range of +1 to +40°C
- Ambient relative humidity range 0 to 95%
- Ambient pressure compensation between 770 and 1030 hPa (for in-flight tests)
- Portable, no calibration gases and fuel during operation necessary (for in-flight tests)
- Battery power possible (for in-flight tests)
- Aviation fuel flow meter FAA TSO/STC approved

FOCA uses Tecnotest S.r.l STARGAS 898 with implemented NO sensor (Andros) and jp fuel scan 450 with corresponding fuel flow transducers.

b) Measurement Method

NDIR (Non-dispersive Infrared Spectroscopy) for HC, CO, CO₂

Electrochemical detection for O₂ and NO

c) Measured Gaseous Emissions

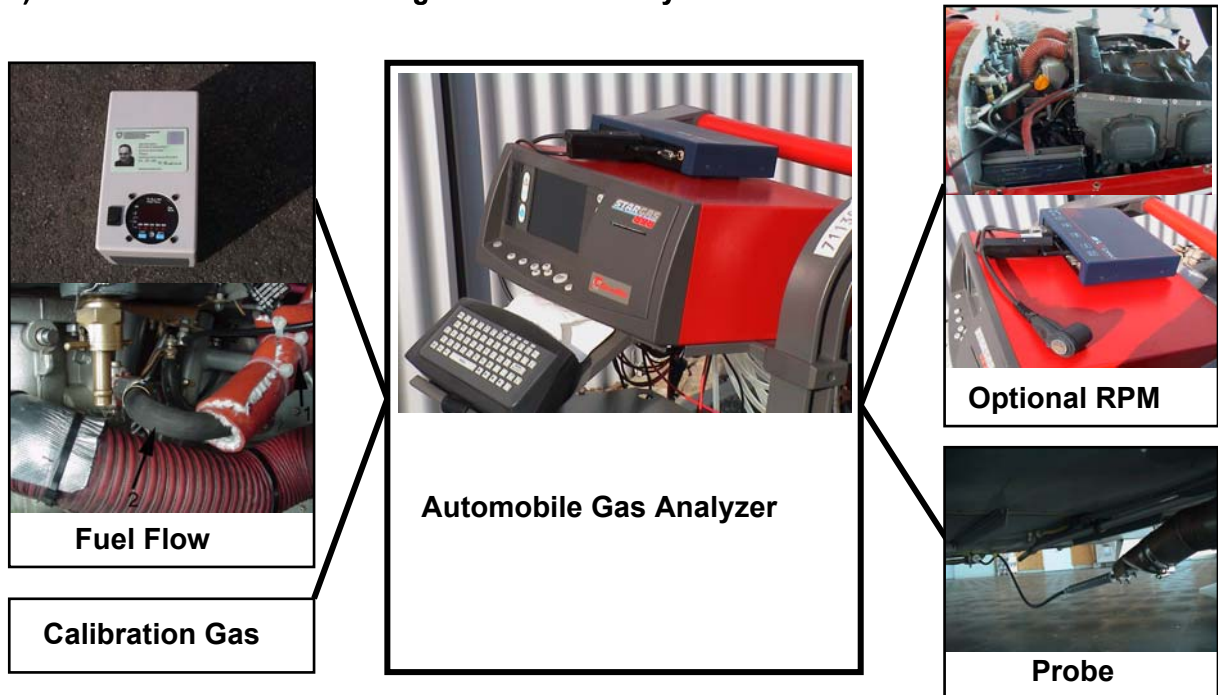
HC calibrated with propane, results given as ppm n-hexane (see Appendix 4 for corrections to ppmC)
CO, CO₂; O₂, NO

d) Ranges		Resolution		Accuracy
CO	0 - 15 Vol%	0.001	0..10 l% 10.01..15 %	+0.02% abs. / +-3% rel. +5% rel.
CO ₂	0 - 20 Vol%	0.01	0.00..16.00 % 16.01..20.00 %	+0.03% abs. / +-3% rel. +5% rel.
HC	0 - 30000 ppm	1	0..2000 ppm 2001..15000 ppm 15001..30000 ppm	+4ppm abs. / +-3% rel. +5% rel. +8% rel.
O ₂	0 - 25 Vol%	0.01	0.00..25.00 %	+0.1% abs. / +-3% rel.
NO	0 - 5000 ppm	1	0..4000 ppm 4001..5000 ppm	+25ppm abs. / +-4% rel. +5% rel.
λ	0.5 - 2.000	0.01		+0.3% abs. ²
jp fuel flow				
	0 – 60 GPH	1%		+ - 1 liter / hour (test result)

¹ Organisation Internationale de Métrologie : „Instruments de mesure de gaz d'échappement des véhicules“

² Roberto Amadasi, Tecnotest S.r.l, Sala Bagaza, Italy

e) Illustration of FOCA low cost gas measurement system



Probe Design



The exhaust probe which goes into the exhaust pipe has a length of 30 cm (left part of the probe). The tip of the probe is closed and has four small holes, drilled sideways into the probe. Normally, aircraft piston engines have rather short exhaust pipes. Therefore a cooling device as seen on the right hand side is necessary for cooling the exhaust gas in the probe from around 600°C to 200°C measuring temperature.

Gaz Analyzer STARGAS 898, MEXA 1170 HFID, calibration gas and FID operating gas installed in FOCA environmental measurement car



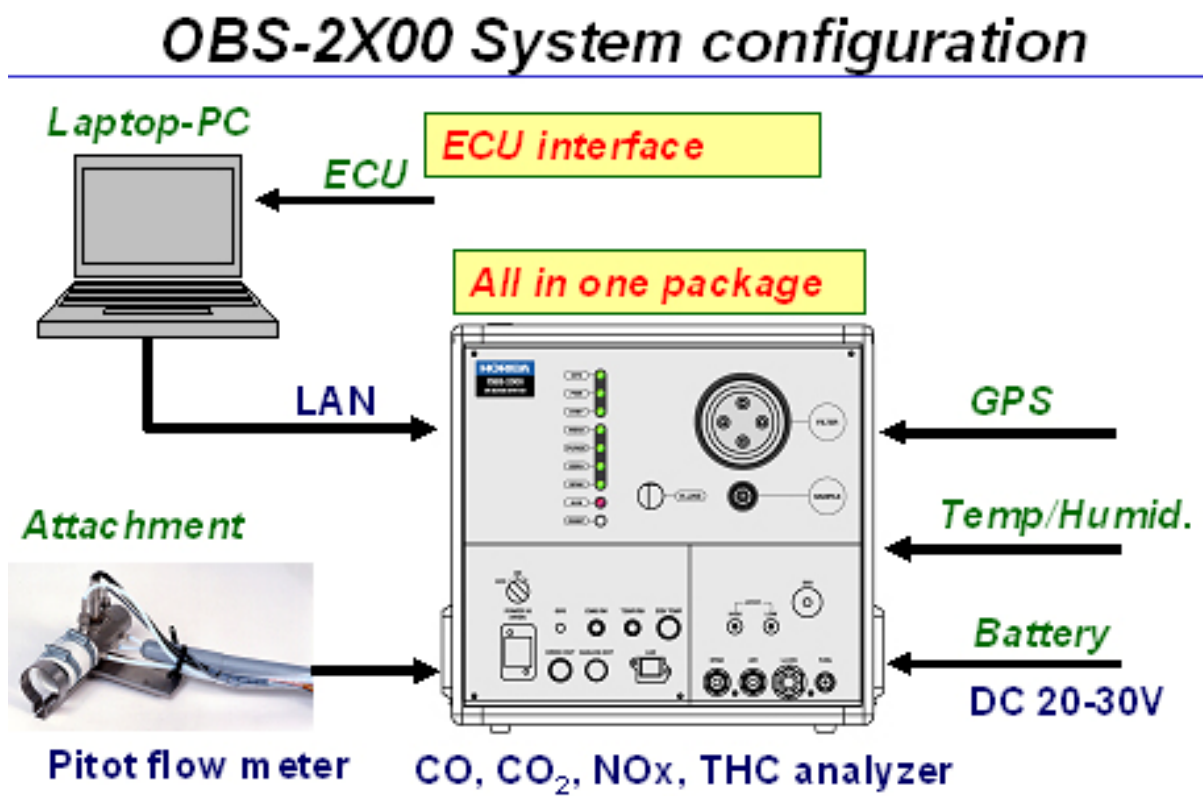
f) Measurement systems for total HC measurements (certification standard)

FOCA uses HORIBA Model MEXA-1170-HFID (Hot Flame Ionization Detector) for total HC measurements. The MEXA-1170-HFID is a stand-alone total HC analyzer with heated sample line at 191°C. This system is very accurate but not suitable for in-flight tests. It is used for static on ground total HC emission measurements. On ground, FOCA uses both the low cost NDIR HC and the HFID in parallel. **However, HC data on FOCA data sheets (and CO, NOx corrections) are solely based on the more accurate HFID measurements.**

g) Measurement systems for comparative gas measurements (certification standard)

HORIBA OBS 2200 (provided by HORIBA, not owned by FOCA):

All in one system. Dimensions: 40 x 35 x 50 cm Utilizing HFID for total HC measurement, HCLD (hot chemiluminescence) for NOx measurement, HNDIR (hot NDIR) for CO and CO2 measurement. GPS, Temp./Humidity, Engine Control Unit Interface, patented exhaust flow meters, heated sampling line at 191°C. System mass (incl. batteries, calibration and utility gases): 120 kg
This system has been used by FOCA in order to compare in-flight tests results with very sophisticated gas analyzer data. At the same time, the provider was able to demonstrate that its system even works in an aircraft up to 7000ft.



Performance:

THC	HFID (0 – 100 ~10 000 ppm)
NOx	HCLD (0 – 100 ~3000 ppm)
CO ₂	HNDIR (0 – 5 ~ 20vol%)
CO	HNDIR (0 – 0.5 ~ 12vol%)



Illustration: OBS 2200 pitot exhaust flow meter, ready for installation in light aircraft (AS02, HB-HFX) for in-flight measurements (see Appendix 2).



Exhaust flow meter, heated sampling line and installation on backseat of HB-HFX

h) Measurement system for nanoparticle measurements

The measurement system and expertise is provided by German DLR, Institute of Combustion Technology. The 2004 measurement system consists of

- TSI™ SMPS (Scanning Mobility Particle Sizer) System
- 4.5 meter stainless steel sampling line at 150°C, calibrated sampling line loss
- Dekati Diluter 1:10

In 2005 the SMPS has been replaced by a TSI™ EEPS (Engine Exhaust Particle Sizer), providing fast response number-size distributions (see Appendix 4).



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

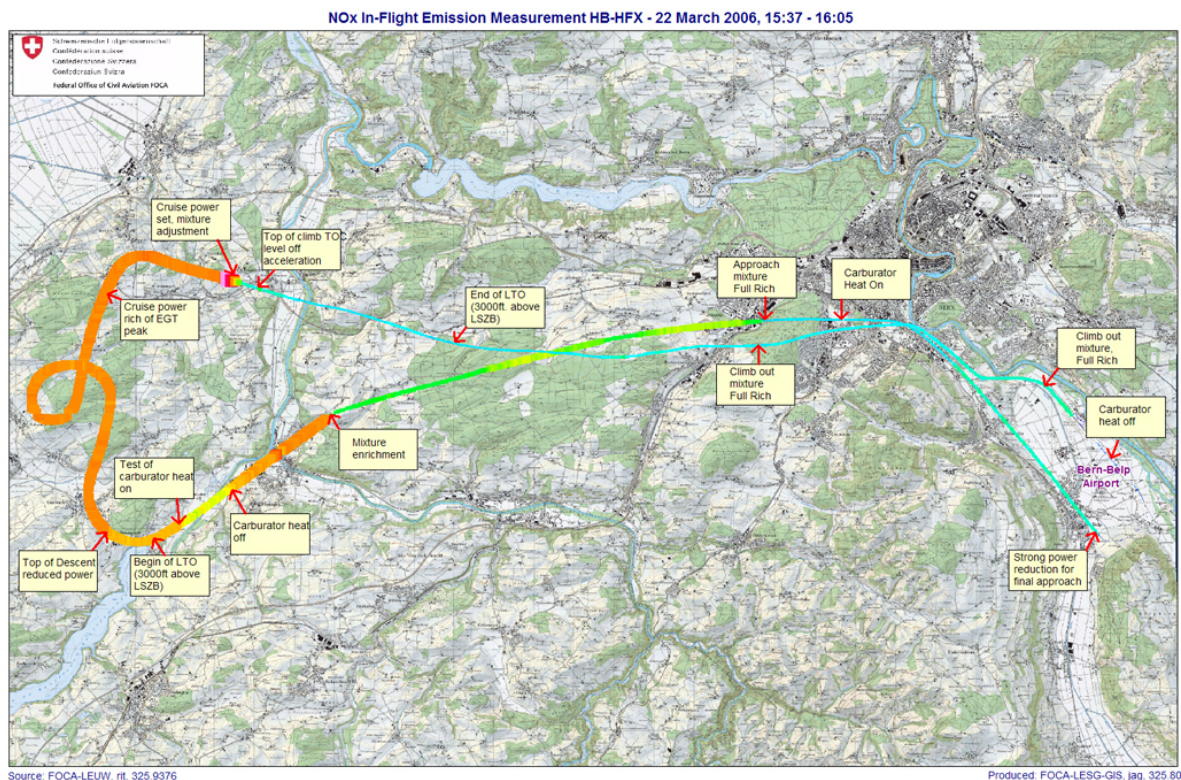
Swiss Confederation

Federal Department of the Environment, Transport, Energy and
Communications DETEC

Federal Office of Civil Aviation FOCA
Aviation Policy and Strategy
Environmental Affairs

AIRCRAFT PISTON ENGINE EMISSIONS

Appendix 2: In-flight Measurements



FOCA, CH-3003 Bern

Reference: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT

Contact person: Theo Rindlisbacher

Tel. +41 31 325 93 76, Fax +41 31 325 92 12, theo.rindlisbacher@bazl.admin.ch

This document has been released for publication by FOCA, Aviation Policy and Strategy, Director M. Zuckschwerdt, 11.06.2007

Contents

	Page
1. The first in-flight tests	3
1.a) Preparation of aircraft HBEYS	3
1.b) Calculated emission factors for first test flight with HBEYS	5
1.c) Discussion and general explanations	6
2) Standard Flight Test Programme	7
3) HBEYS (Carburated Engine Lyc O-360 Series)	8
3.a) Results for simulated aerodrome circuits	8
3.b) Discussion	11
3.c) HC emission factors at flight idle	12
3.d) Discussion	13
3.e) Additional high altitude circuit flight testing	14
3.f) Discussion	15
3.g) Inventory: Total emissions in aerodrome circuits at different flight altitudes	15
3.h) Full power and approach power settings	16
3.i) Climb power and approach power settings	18
3.j) Cruise power settings	20
4) HBKEZ (Fuel Injected Engine Lyc IO-360 Series)	22
4.a) Results for simulated aerodrome circuits	25
4.b) Discussion	27
4.c) Full power and approach power settings	27
4.d) Take-off, climb and approach power settings with mixture "full rich"	29
4.e) Discussion	30
4.f) Take-off, climb and approach power settings with mixture adjustment	31
4.g) Discussion	33
4.h) Inventory: Standard flight emission measurement	33
5) HBKIA (Fuel Injected Engine TCM IO-550 B)	36
5.a) Results for aerodrome circuits	39
5.b) Discussion	43
5.c) Inventory: Total emissions of HBKIA in aerodrome circuits	43
5.d) Discussion	44
5.e) Additional high altitude circuit flight testing	44
5.f) Discussion	46
5.g) Inventory: Total emissions of HBKIA in the low and high altitude aerodrome circuit	47
5.h) Discussion	47
5.i) Full power settings	47
5.j) Discussion	50
5.k) Climb power settings	50
5.l) Approach power settings	53
5.m) Standard flight profile emission measurement	55
5.n) Discussion	57
5.o) Inventory: Total emissions of HBKIA in standard flight, defined in 5.m)	59
5.p) Emissions summary for a HBKIA mission, defined in 5.m)	64
6) HBHFX (Carburated Engine Lyc O-320 Series)	64
6.a) HBHFX high accuracy in-flight measurements: Installation of OBS2200	64
6.b) Real time emission mass determination during flight	70
6.c) OBS2200 confirms typical emission factors for Lycoming carbureted engines	75
6.d) OBS2200 time trend chart and confirmation of high HC at flight idle	76

1. The first in-flight tests

1.a) Preparation of aircraft HBEYS

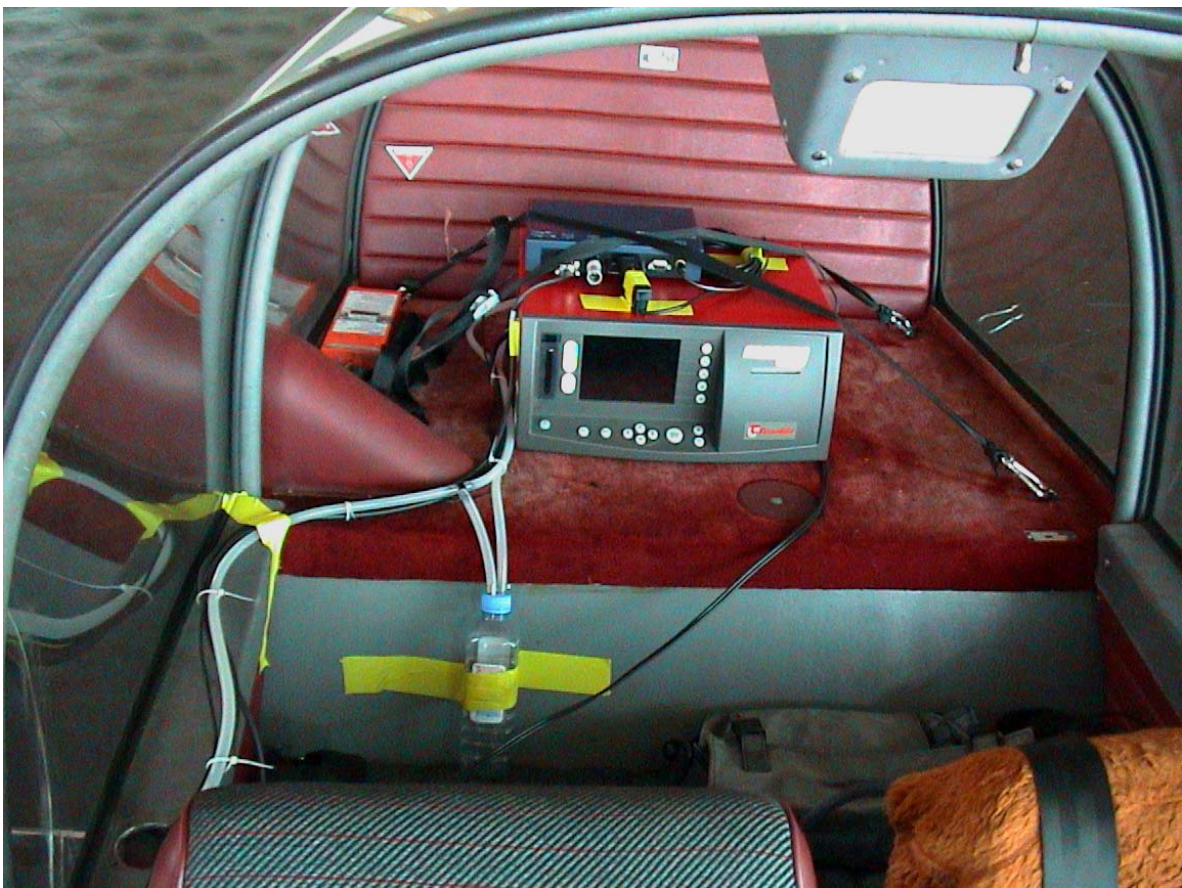
July 2003: The FOCA measurement system was installed in HBEYS for the first time. After successful ground testing, documentation for airworthiness validation of such a major aircraft modification (aircraft category "restricted") was completed.



Picture 1: Electronic RPM and fuel flow installation



Picture 2: Sampling lines in and out



Picture 3: Installation of the remote controlled gas analyzer in the luggage compartment of HBEYS. The exhaust sample flows through the black line to the analyzer. Because of high CO concentrations in the exhaust, all sample gas has to be pumped outside the cabin (white line). Water condensate is separated from the sample and trapped in a small bottle at the bottom. To check cabin CO concentration level, a CO detector is installed, which is independent from the analyzer. The fuel scan box, which indicates the fuel flow, is placed on the knees of the copilot. The exhaust probe installation has been tested during many hours of ground operation prior to the first flight.



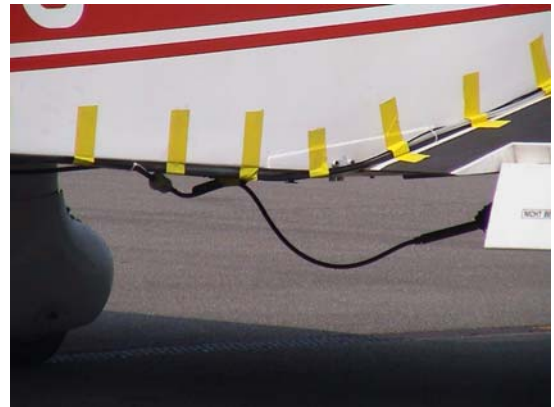
Picture 4: Exhaust probe



Picture 5: Cockpit of HBEYS with 12VDC/70W power supply for the gas analyzer on the right.



Picture 6: Taxiing for the first flight



Picture 7: Those tapes have proven reliable...

Installation steps HBEYS

1. Mount exhaust probe
2. Mount RPM detector (Engine cowling, electric line)
3. Connect Fuel Scan
4. Remove back seat, ELT OFF during work
5. Fix Stargas in baggage compartment, install H₂O line
6. ELT ON
7. Install 12DC lines and extern TV-screen
8. Install exhaust sample lines IN and OUT (via fresh air vents on starboard, which are removed)
9. Install lines for thermocouple
10. Scotch all lines (exhaust sampling lines, PET, 12VDC and RPM detector lines)

Operational Changes

Installation moves the centre of gravity aft, which has to be considered in „Weight and Balance“

At engine start up there is an additional checklist for measurement system start up.

If one of the cockpit CO detectors changes the colour to green or even blue, the canopy must be immediately opened by about 10 cm.

Maximum continuous vertical acceleration is limited to +2g. Avoid negative vertical accelerations.

Maximum pressure altitude is limited to 7000 ft AMSL.

Checklist Stargas 898

Preparing for operation

Paper roll	Check
Operation supply switch	Chose „Battery“
Robin Checklist	Engine in warming up phase
Robin Checklist Radio Master	ON
Main switch Stargas	ON
External monitor	ON
Revolution counter	Red LED ON
Pump	In function
Menu Pump	OFF
Revolution counter	Green LED ON, if negative: Vary Engine revolutions betw. taxi idle and 2000 RPM
Clock Stargas	Check
Menu Exhaust measurement	Standard

Before measurement

Warming phase	> 30 seconds
Pump	ON
Automatic calibration	in function
Value for O2 (with probe pipe disconnected)	21%
Other values (with probe pipe disconnected)	0 (HC few ppm)
Fuel Flow	in function

1.b) Calculated emission factors for first test flight with HBEYS

All calculations are done according Appendix 5. Abbreviations used in the figures:

TO = Take off roll, CL = Climb, CR = Cruise, AP = Approach, L = air fuel mixture manually leaned
3700_6748 = Altitude 3700ft QNH and Density Altitude 6748ft etc.

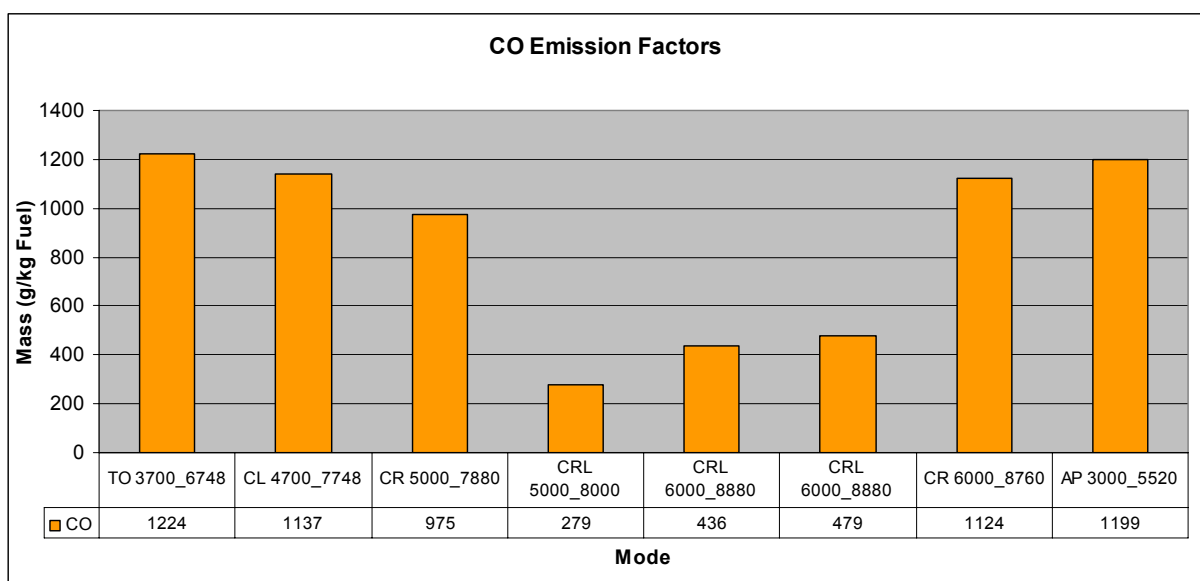


Figure 1: CO emission factors for take-off, climb, cruise and approach. TO, CL, CR5000_7748, CR6000_8760 and AP have been flown with air-fuel mixture “full rich”. CRL has been flown with manually adjusted engine air-fuel mixture.

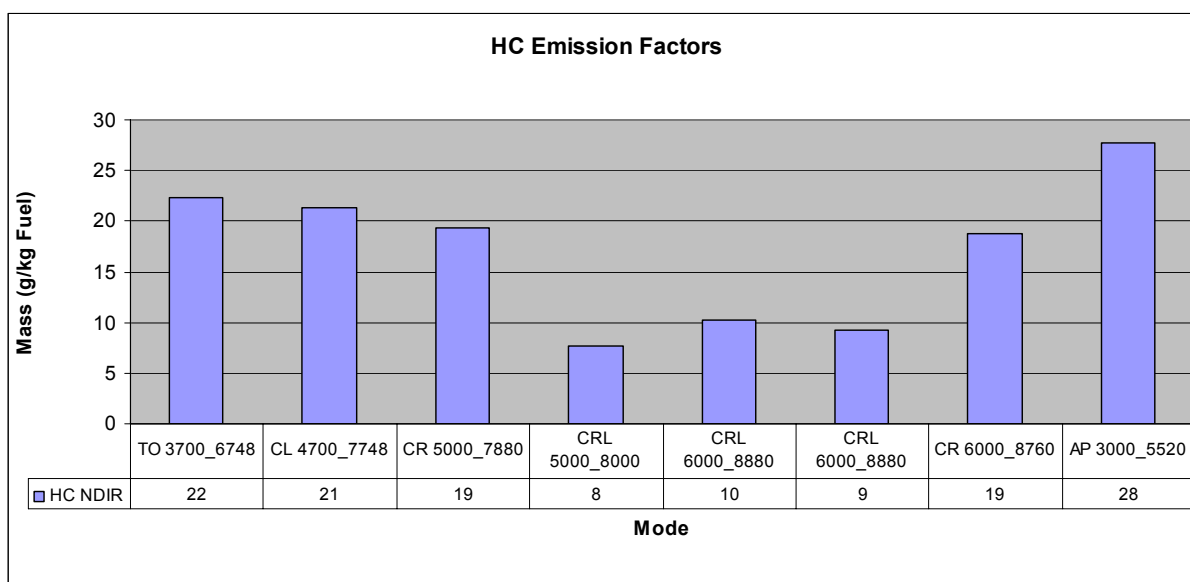


Figure 2: HC emission factors for take-off, climb, cruise and approach. TO, CL, CR5000_7748, CR6000_8760 and AP have been flown with air-fuel mixture “full rich”. CRL has been flown with manually adjusted air-fuel mixture.

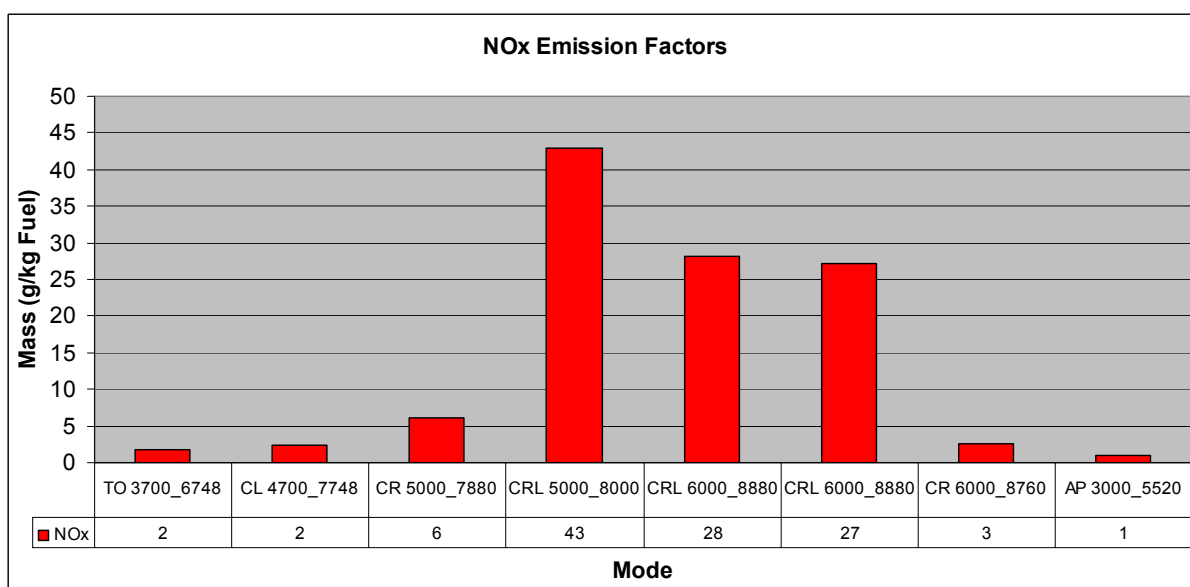


Figure 3: NO_x emission factors for take-off, climb, cruise and approach. TO, CL, CR5000_7748, CR6000_8760 and AP have been flown with air-fuel mixture “full rich”. CRL has been flown with manually adjusted air-fuel mixture.

1.c) Discussion and general explanations

The engine tested (like the majority of existing aircraft piston engines) is air cooled. Cooling requirements are best met in cruise, when the air flow is rather high and the power is reduced.

Take-off and Climb: At full power and climb power, such engines would overheat, if they were operated at high combustion efficiency (at high combustion temperatures). For that reason, the standard air-fuel mixture ratio is set far on the rich side. This means that in the combustion chamber, too much fuel is mixed to the air. The excess fuel takes heat in the process of vaporization and combustion temperatures in the combustion chamber remain low, although the engine produces high power. The system can be described as “internal combustion chamber cooling by using excess fuel”. In that operating condition, the air-fuel mixture setting is normally described as “full rich”. The actual air-fuel mixture compared to the stoichiometric mixture (when oxygen meets exactly the demand for complete combustion) is described with the term “lambda” (see Appendix 5). It is clear that “full rich” conditions result in very low fuel efficiency and very incomplete combustion. This can be seen in the extraordinary high CO and rather high HC emission factors for take-off and climb power settings.



Manual air/fuel mixture control: Most of these engines do not have an automatic mixture control. For reduced power (normally below 75% maximum brake horse power), the mixture has to be manually set to less rich conditions, according to the flight altitude (density altitude) as described in the engine and aircraft operating manual. In many cases of normal aspirated engines (as with the tested aircraft), the manual mixture adjustment to less richer conditions should start during climb at about

5000ft pressure altitude, because the engine maximum power has fallen to around 75% of maximum sea level brake horse power.

Cruise: During cruise, below 75% of maximum brake horse power, the manual mixture adjustment should normally be done for every flight altitude. During the first test flight, when reaching 5000ft, the pilot established cruise configuration. First, the mixture has been left at “full rich” position (CR 5000_7880). Then, the pilot adjusted the mixture to less rich conditions:

Setting the air/fuel mixture: This test aircraft (like many others) does not have exhaust gas temperature gauges, therefore no information about peak exhaust gas (and internal combustion) temperatures (EGT) is available. Therefore the pilot adjusts the mixture with a “rule of thumb”: Normally the pilot pulls the mixture lever and leans the mixture until a slight RPM drop of the fixed pitch propeller is recognized. At this condition, the engine is running slightly lean. After that, the pilot pushes the mixture lever slightly back (about 1 cm) and the engine is running slightly rich. After a while, the pilot checks cylinder head and oil temperature. The result on emission factors of the described setting can be seen in CRL 5000_8000. Because of higher combustion efficiency, CO and HC emission factors are significantly lower. However, with increasing combustion temperatures, the NO_x emission factors drastically increase. This is the classical trade-off, (fuel efficiency versus NO_x) also known from rich burn jet engines.

The same mixture adjustment has been repeated at 6000ft cruising altitude. From this first test we had the impression that the “rule of thumb” resulted in a richer mixture than at 5000ft. (CRL 6000_8800) which was confirmed later.

Descent and approach:

During descent, the air/fuel mixture should be enriched gradually. For simplicity - and to make sure pilots do not forget – the AFM of the test aircraft (and of many similar aircrafts) suggests pushing the mixture lever directly to the “full rich” position. The effect of this operation can be seen in CR 6000_8760, where the mixture has been set to full rich just before descent and during approach (AP 3000_5520). Again, we see very high CO and HC emission factors, resulting from much too rich air/fuel mixture, causing very incomplete combustion.

2) Standard flight test programme

The first flight test had shown the tremendous influence of pilot operations on emission factors. A lot of in – flight data would be needed for the development of ground based static tests. For the purpose of calculating emission inventories, the measurement of aerodrome circuits and the study of flight altitude on emissions were necessary.

- Aerodrome circuits (VFR traffic departure and arrival pattern) simulated outside aerodrome airspace, starting at 2000, 4000 and 6000ft. Mixture full rich and leaned (standard leaning procedure as described in 1.c)).
- Climb at full power (within permitted engine limits) with measurements at 3000, 4000, 5000, 6000 and 7000ft. Descent (Approach) at around 45% engine load with measurements at 7000, 6000, 5000, 4000 and 3000ft. Mixture full rich and leaned (standard leaning procedure as described in 1.c)).
- Climb at reduced power (at around 85% engine load) with measurements at 3000, 4000, 5000, 6000 und 7000f. Mixture full rich and leaned (standard leaning procedure as described in 1.c)).
- Cruise at 3000, 4000, 5000, 6000 und 7000ft between 65 and 75% engine load. Controlled leaning (via emission measurements) and standard leaning procedure as described in 1.c).
- Predefined flight profiles.

3) HBEYS (Carburated Engine Lyc O-360 Series)

3.a) Results for simulated aerodrome circuits, flown at 2000 to 6000ft

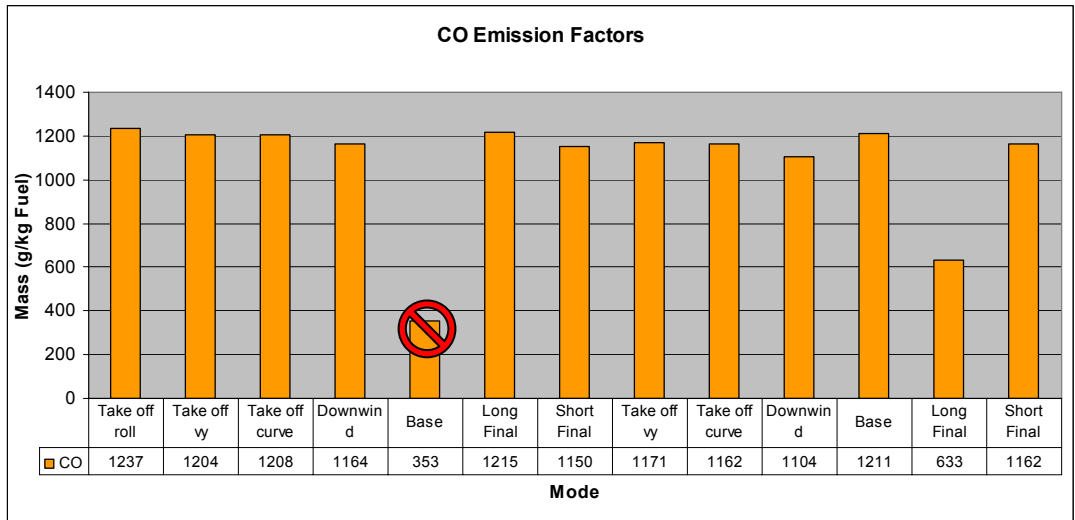


Figure 4: CO emission factors during two aerodrome circuits, starting at 2000ft, downwind at 2800ft. (ECERT 4, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

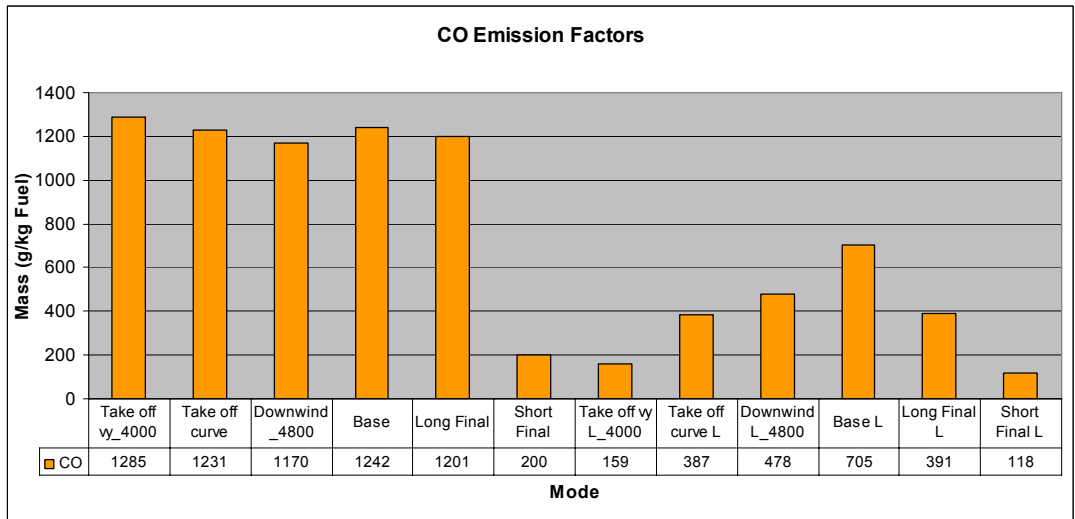


Figure 5: CO emission factors during two aerodrome circuits, starting at 4000ft, downwind at 4800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c. (ECERT 4.2 HBEYS)

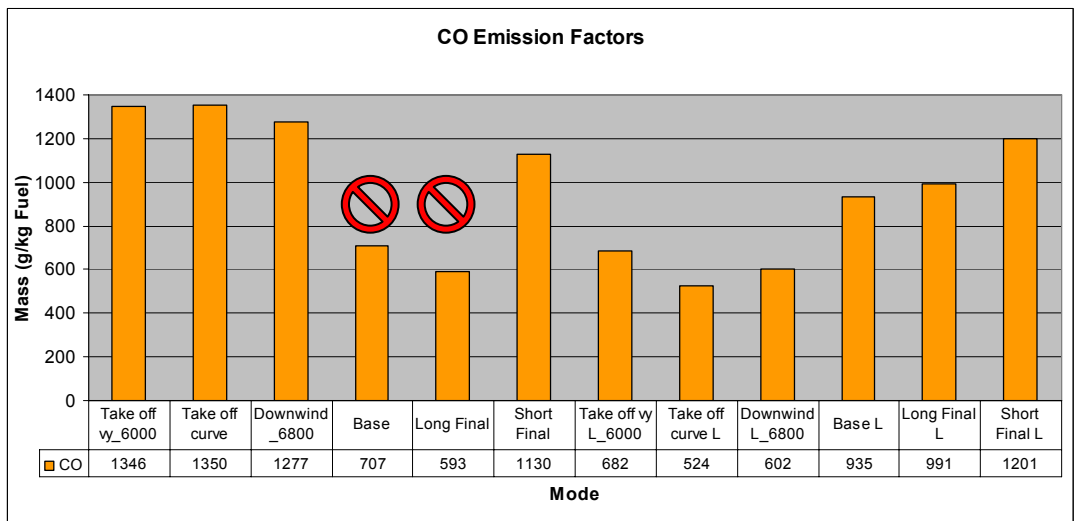


Figure 6: CO emission factors during two aerodrome circuits, starting at 6000ft, downwind at 6800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c. (ECERT 4.3 HBEYS) The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

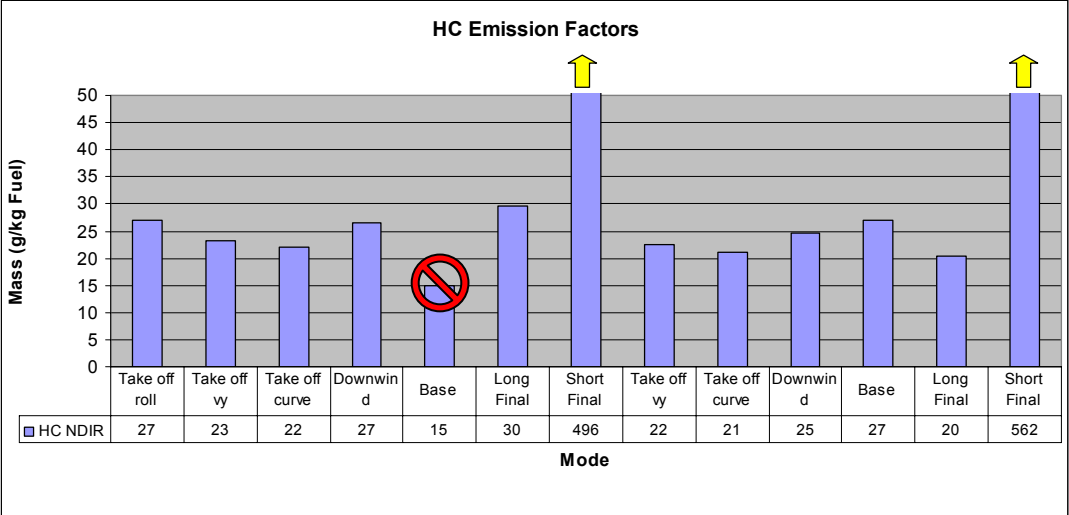


Figure 7: HC emission factors during two aerodrome circuits, starting at 2000ft, downwind at 2800ft. (ECERT 4, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

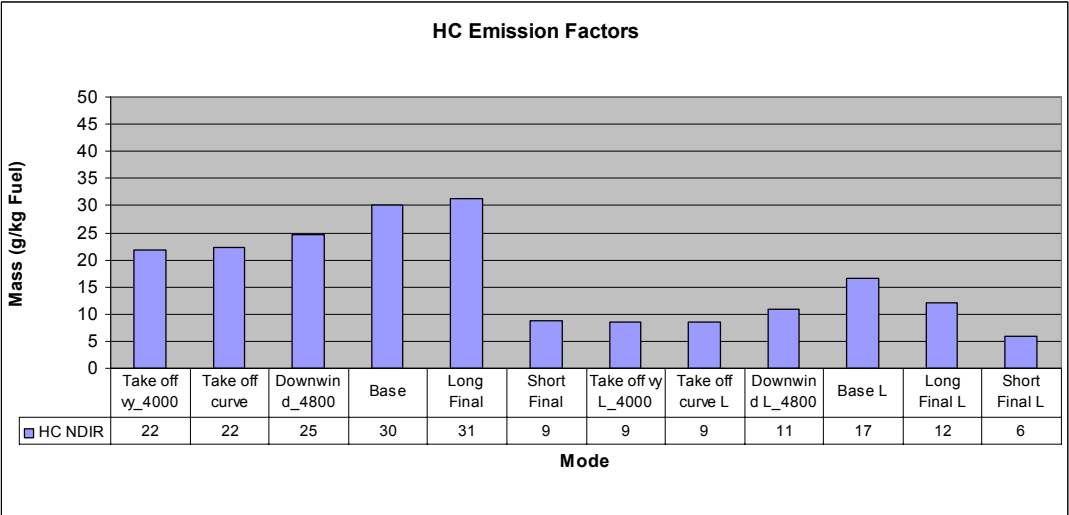


Figure 8: HC emission factors during two aerodrome circuits, starting at 4000ft, downwind at 4800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c. (ECERT 4.2, HBEYS)

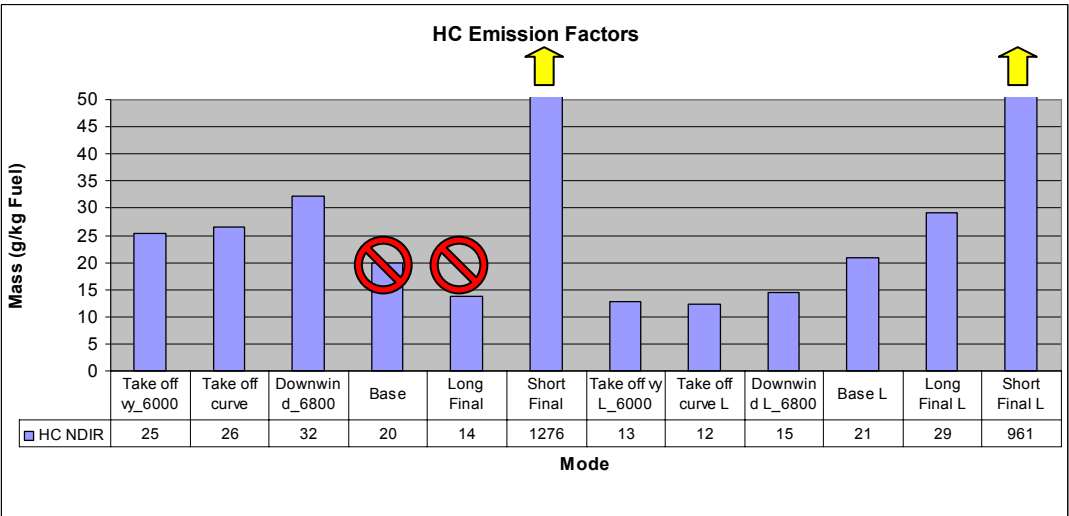


Figure 9: HC emission factors during two aerodrome circuits, starting at 6000ft, downwind at 6800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c. (ECERT 4.3, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

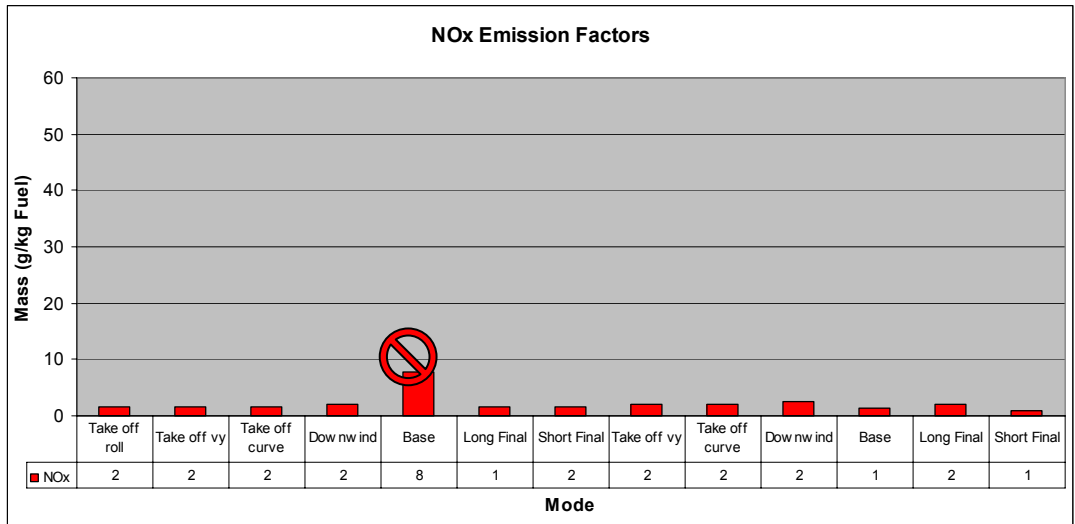


Figure 10: NO_x emission factors during two aerodrome circuits, starting at 2000ft, downwind at 2800ft. (ECERT 4, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

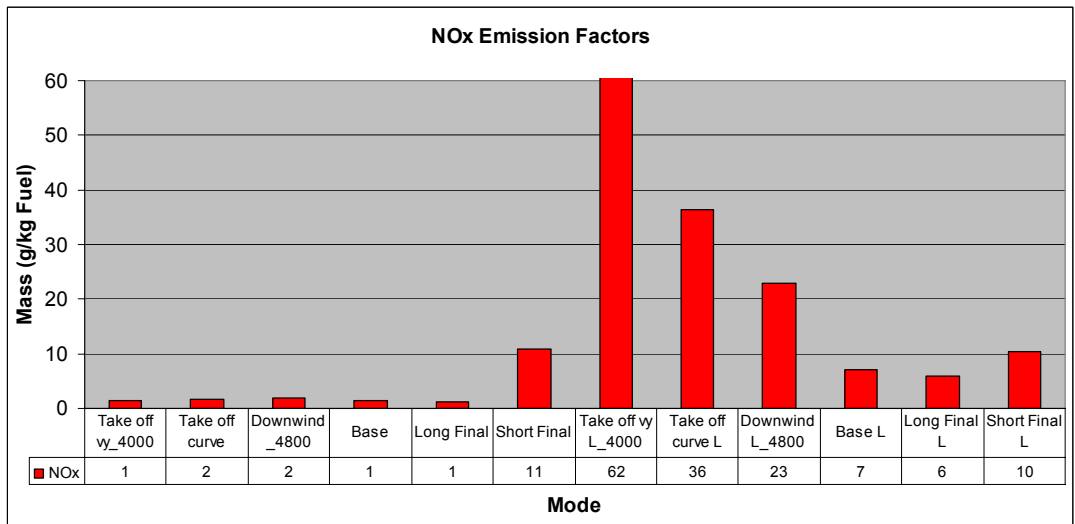


Figure 11: NO_x emission factors during two aerodrome circuits, starting at 4000ft, downwind at 4800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c. (ECERT 4.2, HBEYS)

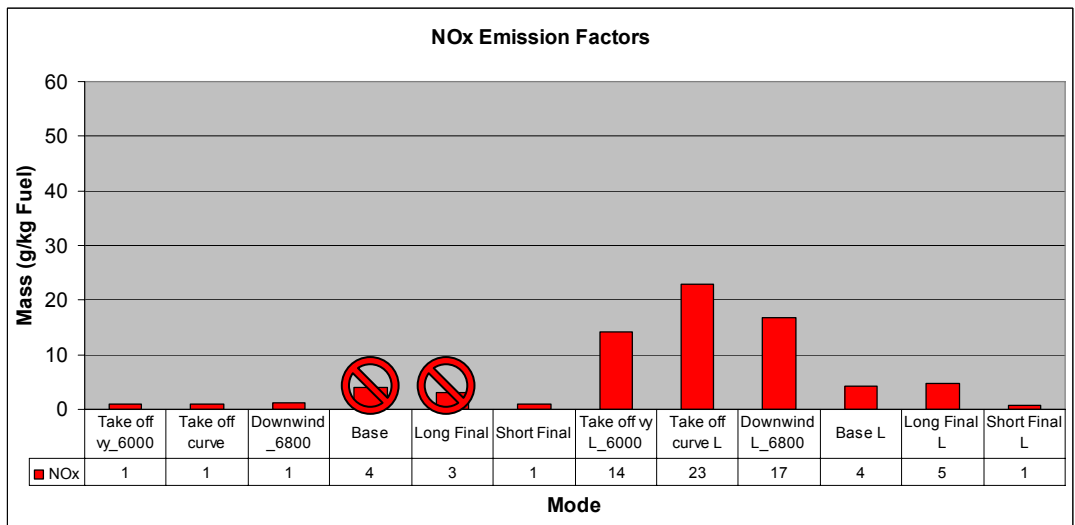


Figure 12: NO_x emission factors during two aerodrome circuits, starting at 6000ft, downwind at 6800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c. (ECERT 4.3, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

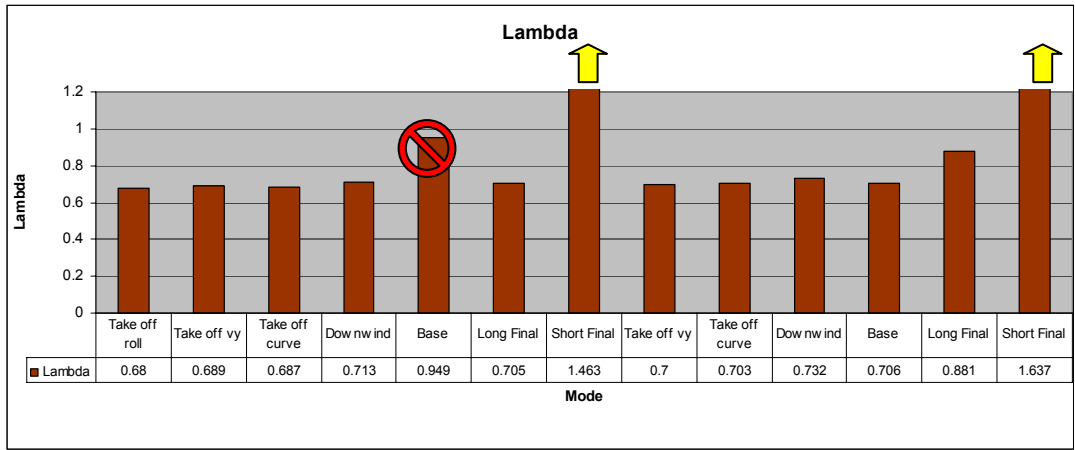


Figure 13: Lambda (=actual air/fuel ratio to stoichiometric air/fuel ratio) during two circuits, starting at 2000ft, downwind at 2800ft. (ECERT 4, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

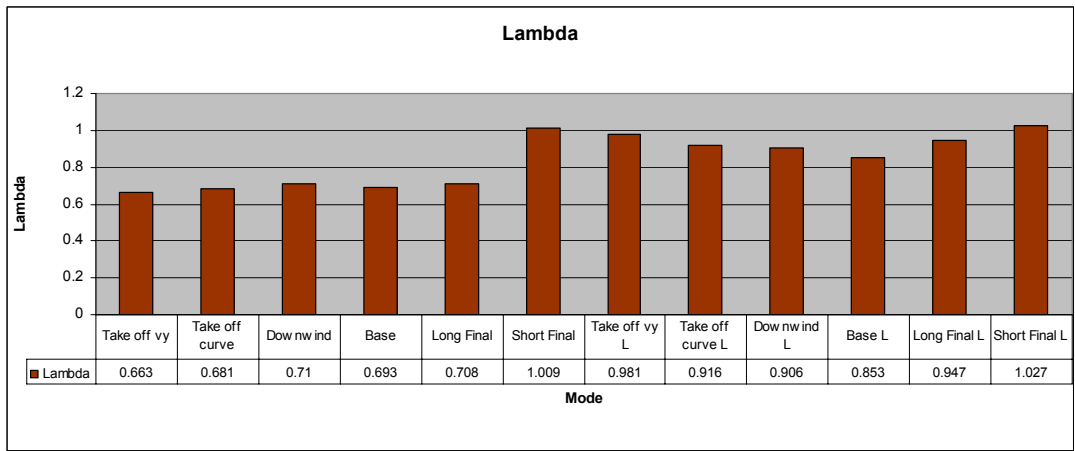


Figure 14: Lambda during two circuits, starting at 4000ft, downwind at 4800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c) (ECERT 4.2, HBEYS).

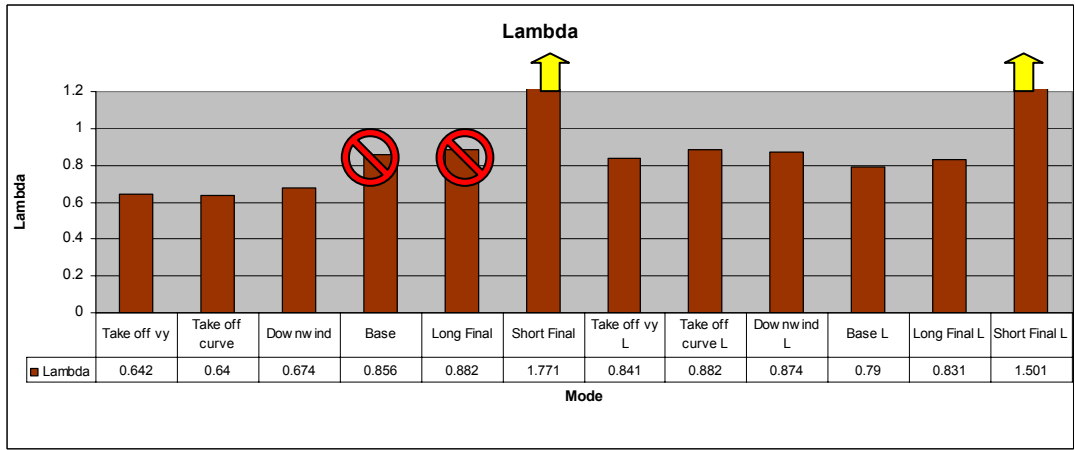


Figure 15: Lambda during two circuits, starting at 6000ft, downwind at 6800ft. The second circuit has been flown with leaned mixture as described in 1.c) (ECERT 4.3, HBEYS). The first base leg was measured during power adjustments and is not considered valid.

3.b) Discussion

CO emission factors remain rather constant at an extremely high value of around 1200 g/kg fuel, if the engine is operated at standard “full rich” mixture setting (figure 4). If the circuit is flown at higher altitude, the CO emission factors gets even worse at “full rich” condition. This can also be seen in the lambda value, which drops, the higher the aircraft flies (minimum lambda at around 0.64, figure 15). At this condition the engine swallows around 36% more fuel mass than necessary for efficient combus-

tion. The additional enrichment of the air/fuel mixture with higher altitude can be explained by the fact that the air density becomes smaller with increasing altitude, thus the carburetor mixes even less air mass to the fuel than with higher air density at lower altitude.

Below 5000ft and at full throttle, the engine air-fuel mixture is generally not adjusted to leaner conditions. For the circuit flying with moderate outside air temperature, we decided to start leaning at 4000ft and did not see any engine temperature problems with that particular aircraft. The effect of the mixture adjustment can be clearly seen in figure 5. CO emission factors drop by a factor of 2 to 8. However, at a fixed mixture lever setting, the air/fuel mixture seems to become richer again, as power is reduced (see CO emission factor increase on the right of figure 5 between take-off L (=lean) and base L, and lambda drop in figure 14, from take-off L to base L).

Comparison of figure 5 and figure 6 shows that the standard “rule of thumb” leaning procedure seems to lead to higher CO emission factors at higher altitude, thus to richer air/fuel mixture than at 4000ft. This can also be seen in figures 14 and 15, right hand side, with lower values for lambda at 6000ft.

Similar findings result for HC emission factors (figures 7 to 9) with values around 25 g/kg fuel at “full rich” mixture setting and half the value at less rich conditions. However, a dramatic increase in HC emission factors can be seen in short final measurements (figures 7 and 9) when the engine throttle is in idle position just before simulated touch down. In figure 8, this effect does not occur. A comparison between fuel flows and RPM in the measurements of figures 7, 8 and 9 showed that the engine was not really at idle setting in the short final at 4000ft (figure 8). So in fact, this difference between figure 8 and figures 7 and 9 can be explained. The remaining question about the reason for the high HC emission factors at “flight idle”¹ remained unsolved and we decided to investigate this in a separate flight test (see section 3.c).

NO_x emission factors behave vice versa to CO and HC as can be seen in figures 10, 11 and 12. At “full rich” mixture, hardly any NO_x can build up. Values are around 1 to 2 g / kg fuel. At less rich conditions, NO_x emission factors grow. The highest factor of 62 g/kg fuel was measured during take-off at 4000ft (figure 11). At this high power and hot condition, the engine was running nearly stoichiometric (figure 14, take-off L, lambda = 0.981).

From FOCA experience it is well known that aerodrome circuits are mostly flown at mixture setting “full rich”. Exceptions are high (density) altitude airports, like Samedan airport in Switzerland (Elevation 5600ft). The effect of mixture adjustment on emission factors (and fuel flow) is very big and therefore we decided to do additional “high” altitude flight tests in Samedan (see section 3.e).

3.c) HC emission factors at flight idle

In order to study the effect of high HC emission factors in flight idle (figures 7 and 9) we climbed several times to 4500ft and started descent with engine idle at different indicated air speeds: normal final approach speed of 115 km/h, and higher speeds of 140, 160 and 180 km/h. Measurements were performed each time when descending through 4000ft.

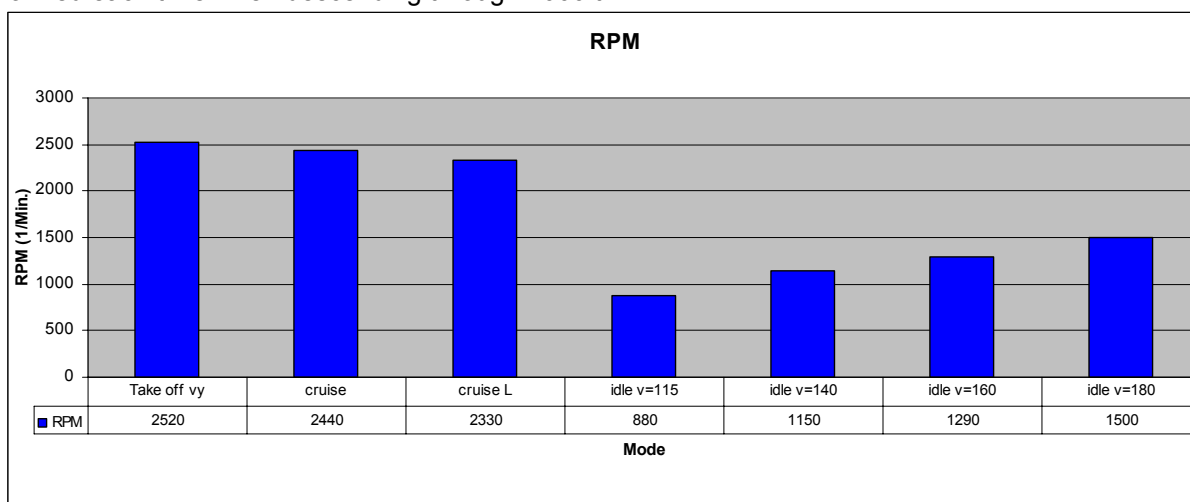


Figure 16: Engine RPM (Revolutions per Minute) at take-off and cruise (for comparison) and with engine idle at an indicated airspeed of 115, 140, 160 and 180 km/h. Idle RPM increases with increasing airspeed. (ECERT 4.4)

¹ „flight idle” is used here as short expression for „engine throttle fully pulled back to idle position during flight”. This does not in any case correspond to the term “flight idle” used for turboprops or jet engines.

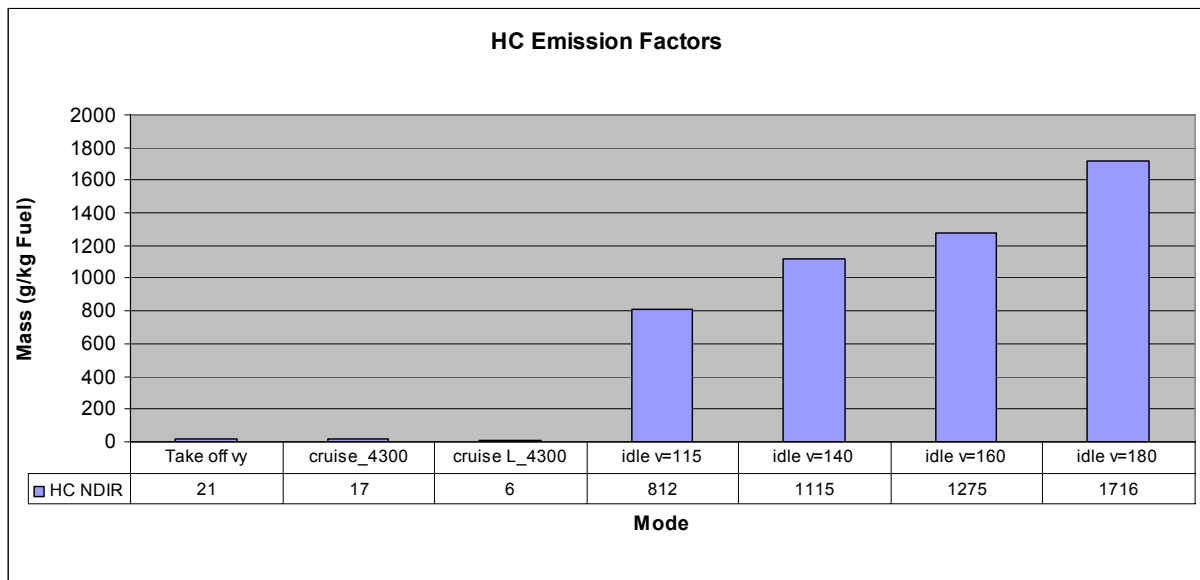


Figure 17: HC emission factors for engine idle at an indicated airspeed of 115, 140, 160 and 180 km/h (take-off and cruise for comparison and system check). HC emission factors increase drastically with increasing airspeed at engine idle. Note that the absolute scale of HC emission factors at engine flight idle may have a considerable error. (ECERT 4.4)

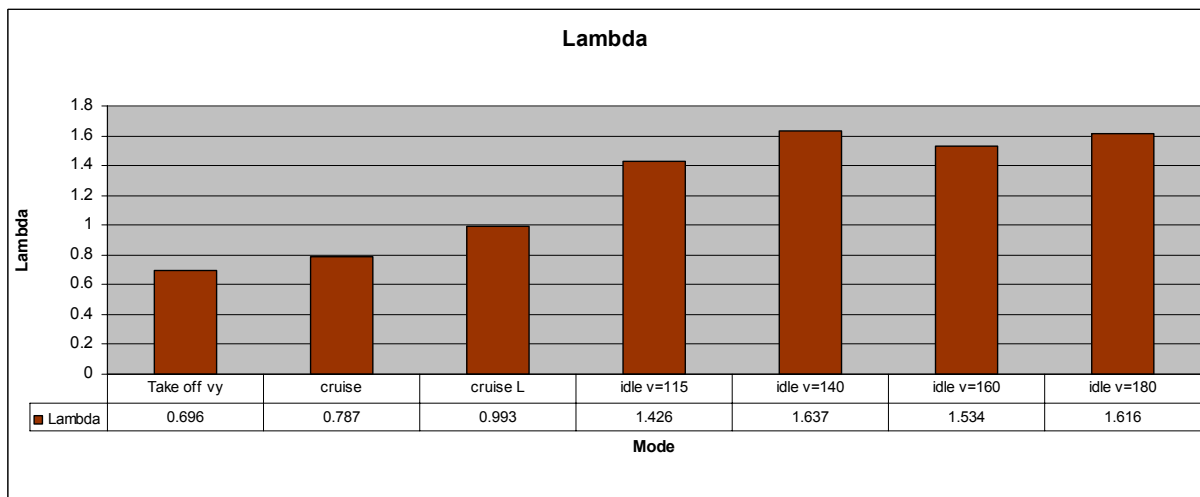


Figure 18: Lambda for engine idle at an indicated airspeed of 115, 140, 160 and 180 km/h (take-off and cruise for comparison and system check). Lambda increases far above 1 at engine flight idle condition, which shows the presence of excess oxygen in the combustion chambers of the engine, producing very lean conditions. (ECERT 4.4)

3.d) Discussion

The findings presented in figure 7 and 9 have been confirmed. The flight test showed that HC emission factors increase drastically at flight idle. The effect increases with increasing airspeed (and therefore increasing engine idle RPM). Figure 18 proves the presence of excess oxygen in the combustion chambers of that engine at these flight conditions. Standing on ground, the engine idles at about 650 RPM. At normal approach speed, idle RPM is around 900. The RPM increase comes from the air stream, pushing the propeller to elevated RPM, working like a propeller of a windmill. One possible explanation for the measured effect on HC emission factors might be that the engine “pumps” air through the intake into the combustion chambers due to the elevated RPM from the propeller windmill. At the same time the throttle is nearly closed, therefore dispersing very little fuel. The little fuel quantity at idle setting is not burnt anymore, which causes extremely high HC emission factors. In fact the engine has practically a “flame out”. This is normally not observed by the pilots because the air stream turns the propeller.

From point of view of emissions inventory calculation, the measured effect can be neglected in simple method or first order calculations. Normally, flight idle occurs only in short final, just before touch down. Duration of this event and fuel flow are both very small, resulting in a small emission change. However, if such an aircraft/engine was operated at long flight idle descents, HC total emissions increase would be considerable.

3.e) Additional high altitude circuit flight testing at Samedan Airport (5600ft AMSL), Switzerland



At this high altitude airport, the engine air/fuel mixture should be adjusted to less rich conditions already prior to take-off. We wanted to compare the resulting emission factors when the mixture was adjusted on ground and not during flight, as we had done in the simulated circuits at 6000ft (figures 6, 9, 12 and 15). The “rule of thumb” procedure consisted of

- going to full throttle, full rich, static aircraft.
- pulling the mixture lever until maximum RPM was noted (with fixed pitch propeller). This can be described as best power mixture, still rich.
- Slightly pushing the mixture lever, thus enriching the mixture again (for engine internal cooling reasons at high power).

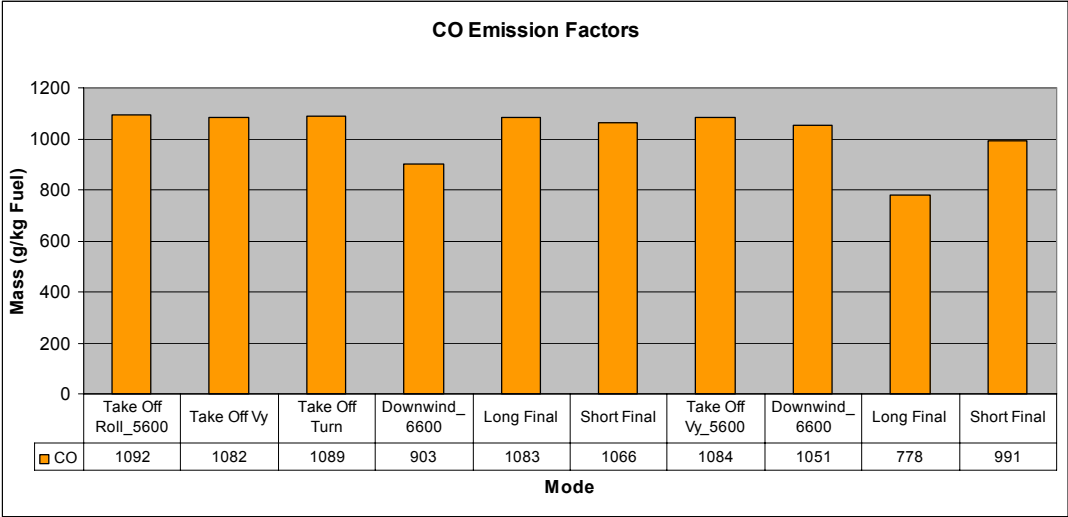


Figure 19: CO emission factors, measured during two circuits at Samedan airport. (ECERT 13)

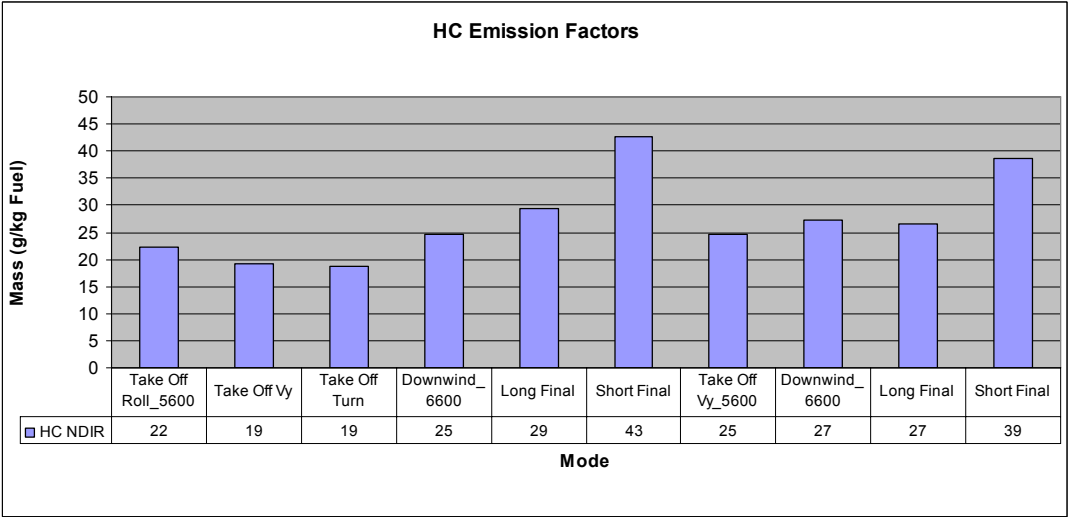


Figure 20: HC emission factors, measured during two circuits at Samedan airport. (ECERT 13)

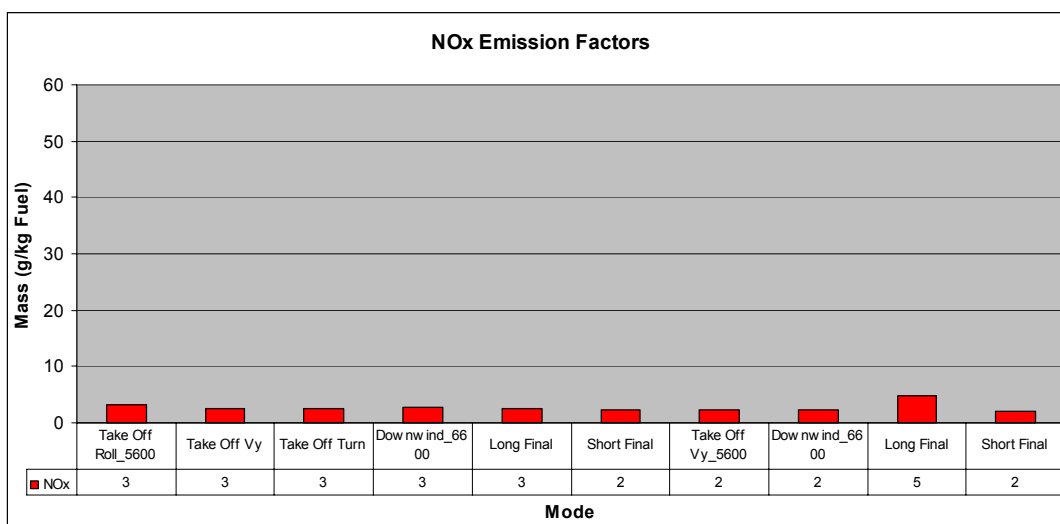
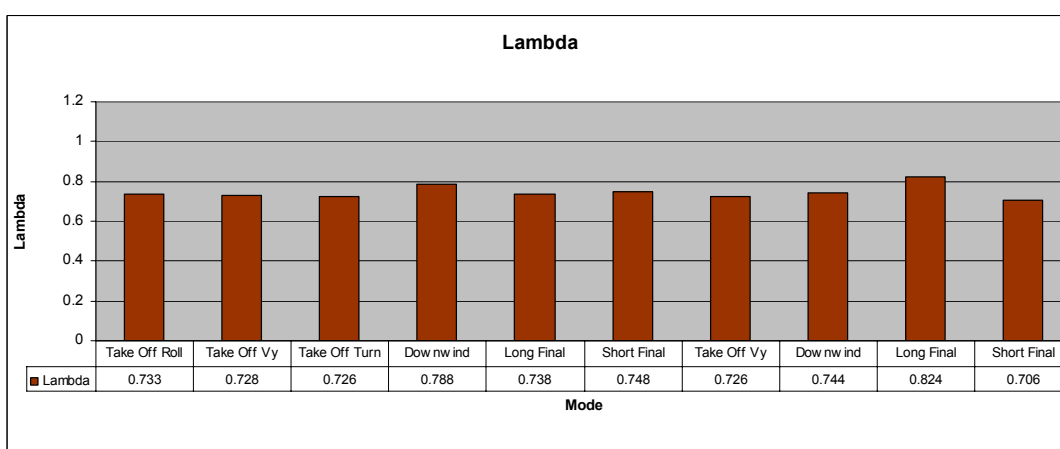
Figure 21: NO_x emission factors, measured during two circuits at Samedan airport. (ECERT 13)

Figure 22: Lambda, measured during two circuits, starting at 5600ft, downwind at 6600ft. (ECERT 13)

3.f) Discussion

From comparison between figure 22 and figure 15, one can see that the mixture adjustment which had been prepared on ground was richer than that of the simulated circuit. But it had the same magnitude as “full rich” mixture on sea level. With the described mixture adjustment, the engine can be brought back to approximately the same rich mixture level which those types of engines normally have at sea level at “full rich” position. If the mixture adjustment is done properly at high altitude airports, emission factors will be similar to low altitude airports (figures 19, 20, 21 and 6, 9, 12). However, the fuel flow is lower at high altitude airports (as the power). A comparison of total emissions in the circuits at different airport levels is done in the next section.

3.g) Inventory: Total emissions in aerodrome circuits at different flight altitudes

For this comparison of total emissions in the circuits, we use the mean circuit times measured at Bern airport (LSZB).

Table 1:

Mode	Times in Mode (s)
TAXI OUT	467
TAKE-OFF	20
CLIMB OUT	75
DOWNWIND	90
BASE	105
FINAL	20
TAXI IN	200

Emission factors were taken from the previously discussed measurements, with “full rich” emission factors for 2000 and 4000ft and less rich conditions for 6000ft as presented in section 3.e). Because of very incomplete combustion, the mean emission factor for CO₂ is far below the theoretical 3.17 kg / kg fuel. For this calculation we assume a conservative factor of 2 kg CO₂ / kg fuel and 1.2 kg H₂O / kg fuel. The lead content in AVGAS 100LL is considered 0.794 g / kg fuel, the fuel density 0.72 kg / liter.

Tables 2 and 3 (emissionsinventar.volten.HBEYS_060825_rit):

Total circuit emissions (taxi-in, 1 circuit, taxi-out)

Elevation	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
2000ft	2.83	3305	73	3	5.66	3.40	2.25
5600ft (Samedan)	2.76	2562	67	8	5.51	3.31	2.19

Total circuit emissions (1 circuit without taxi)

Elevation	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
2000ft	1.90	2200	45	3	3.79	2.28	1.51
5600ft (Samedan)	1.82	1898	44	5	3.65	2.19	1.45

3.h) Systematic measurements at full power and approach power settings between 3000 and 7000ft flight altitude

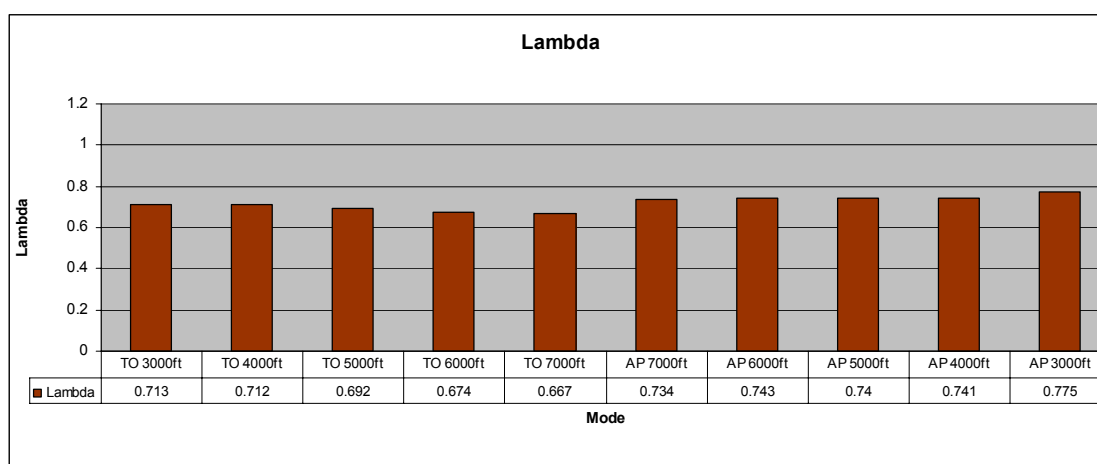


Figure 23: Change of lambda during full power climb and approach at 45% engine load. All measurements with mixture “full rich”. Lambda decreases with increasing aircraft height. The air/fuel mixture gets richer the higher the aircraft flies. At approach power, the mixture is less rich than at climb full power. (ECERT 8)

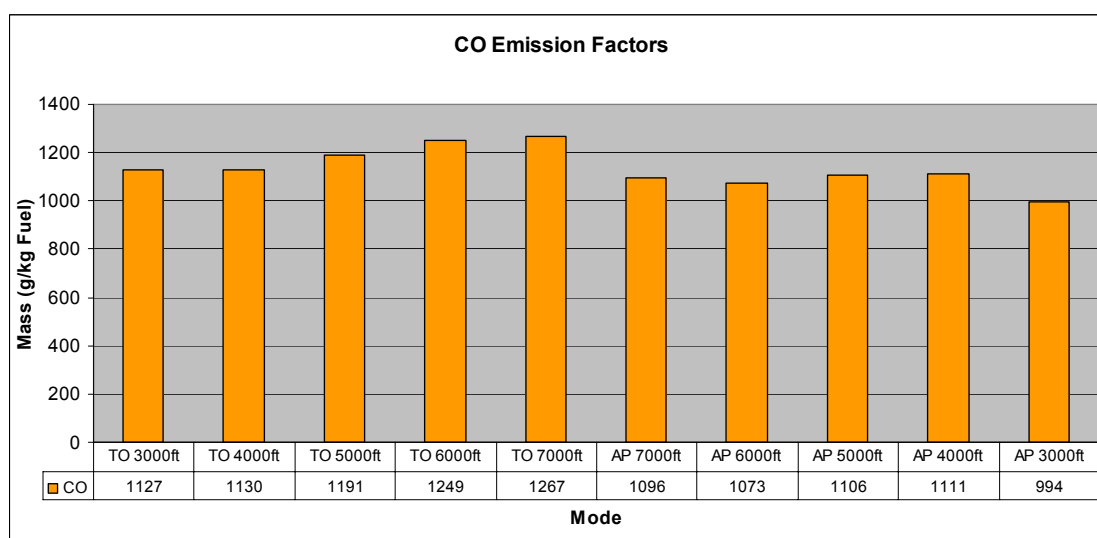


Figure 24: Effect on CO emission factor. With increasing height, the CO emission factor gets even worse (without mixture adjustment). (ECERT 8)

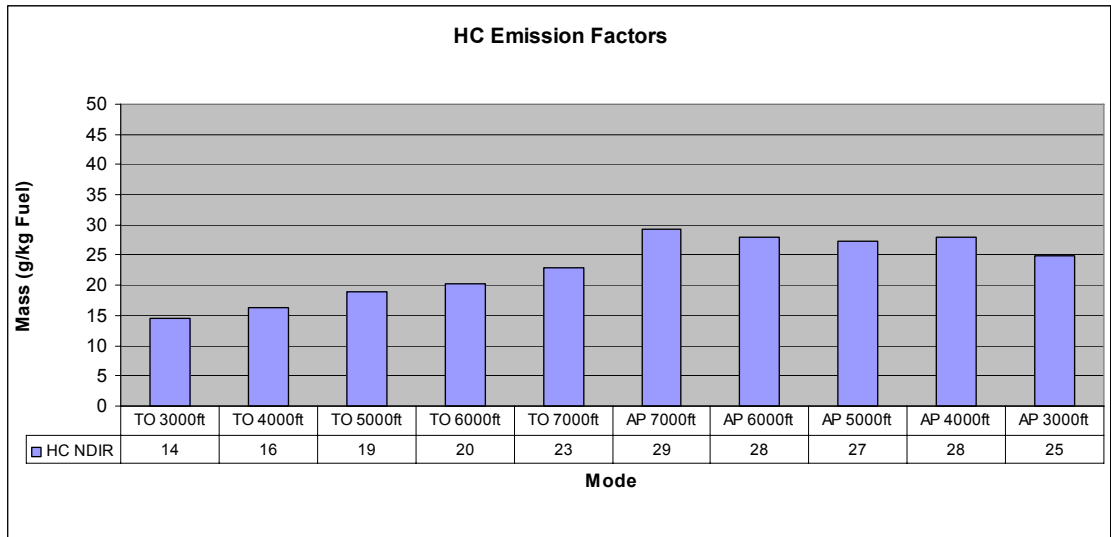


Figure 25: Effect on HC emission factor. With increasing height, the HC emission factor gets even worse (without mixture adjustment). At approach power (45% engine load), HC emission factors are higher than at full power. (ECERT 8)

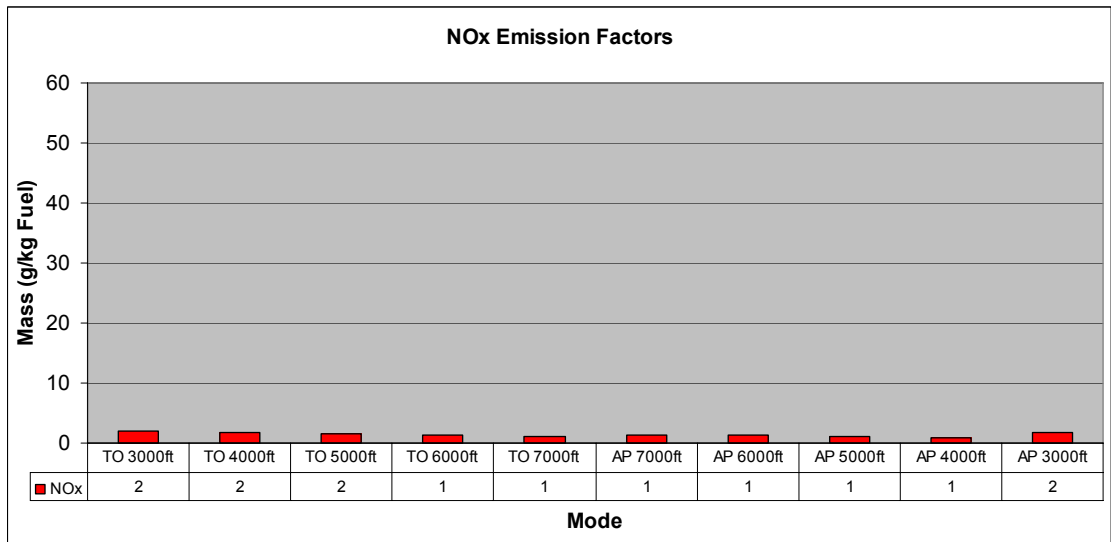


Figure 26: NO_x emission factors are very low due to low internal combustion temperatures. With increasing height, the NO_x emission factor decreases (no mixture adjustment). (ECERT 8)

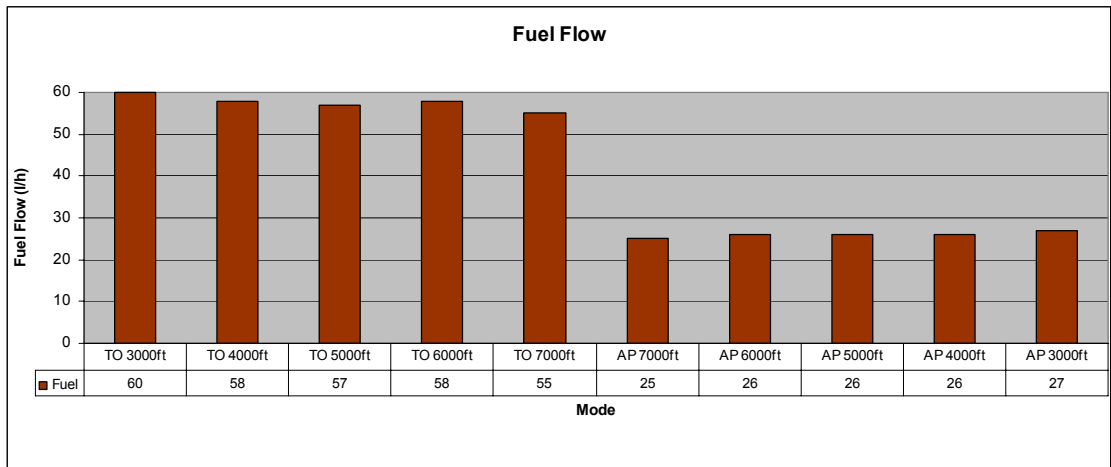


Figure 27: The fuel flow decreases with increasing height. During descent (45% engine load), the fuel flow has been kept constant. (ECERT 8)

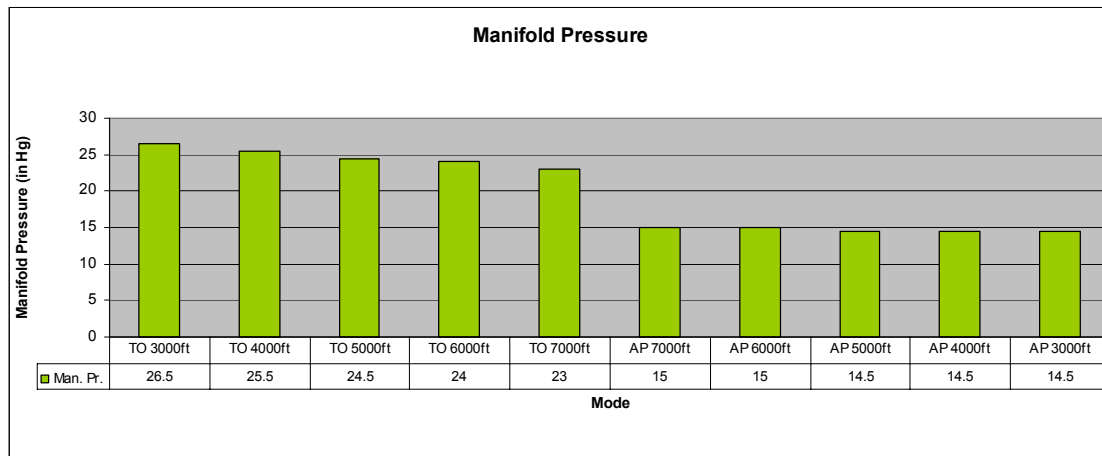


Figure 28: Manifold Pressure (air inlet pressure between carburetor and cylinder inlet): Manifold pressure is a good indicator for engine power. It drops with increasing altitude due to decreasing ambient air pressure. Accordingly, engine power drops. During descent, engine power has been kept constant. (ECERT 8)

3.i) Systematic measurements at climb power and approach power settings between 3000 and 7000ft flight altitude

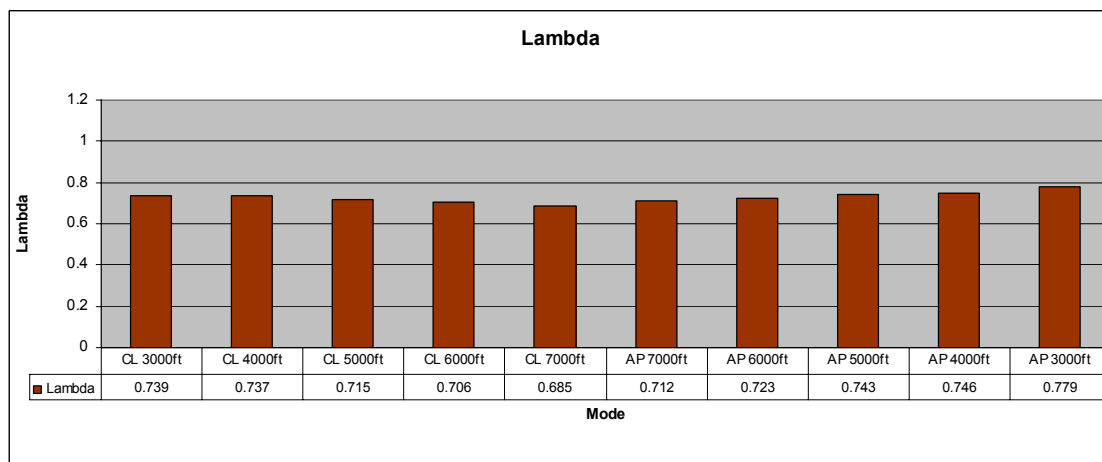


Figure 29: Change of lambda during climb at reduced power (85% engine load below 4000ft) and descent (45% engine load). All measurements with mixture "full rich". (ECERT 11)

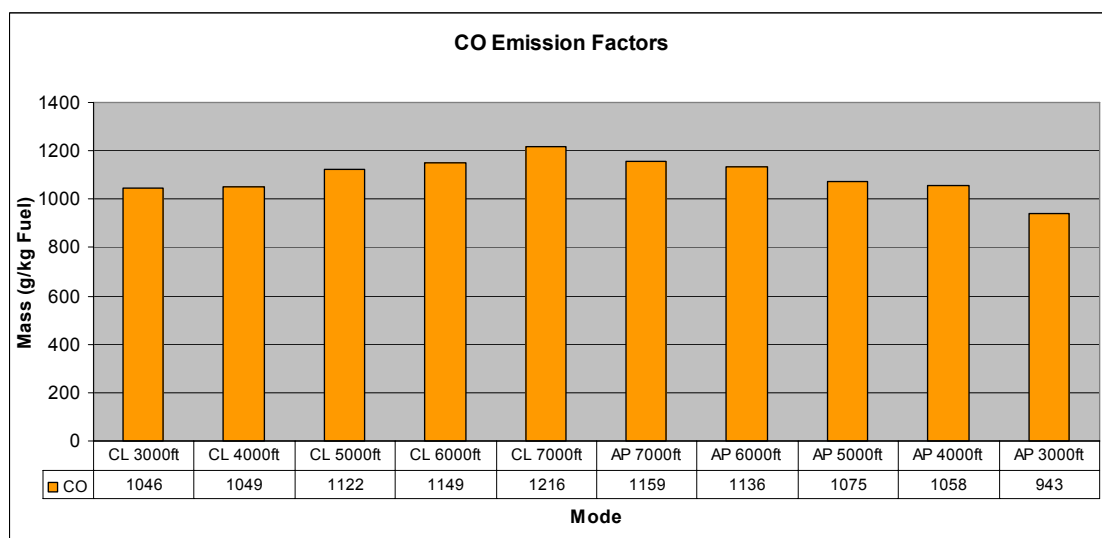


Figure 30: Effect on CO emission factor. With increasing height, the CO emission factor gets even worse (without mixture adjustment). (ECERT 11)

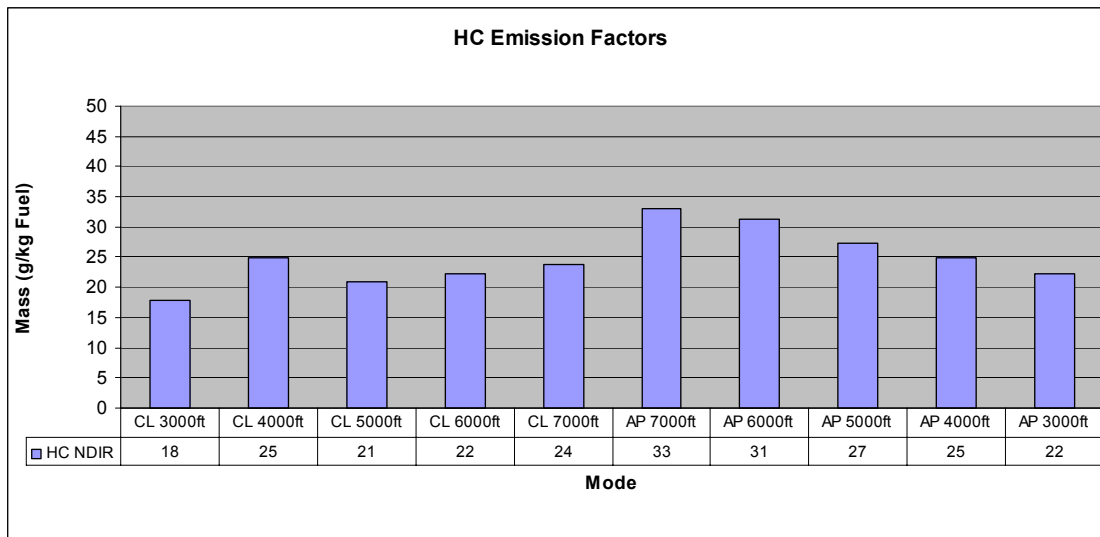


Figure 31: Effect on HC emission factor. At approach power, HC emission factors are higher than at climb power (ECERT 11). During descent, approach power has been slightly increased above 45% engine load, compared to ECERT 8 (figure 25). In spite of that, HC emission factors for approach show similar values between 22 and 33 g/kg fuel.

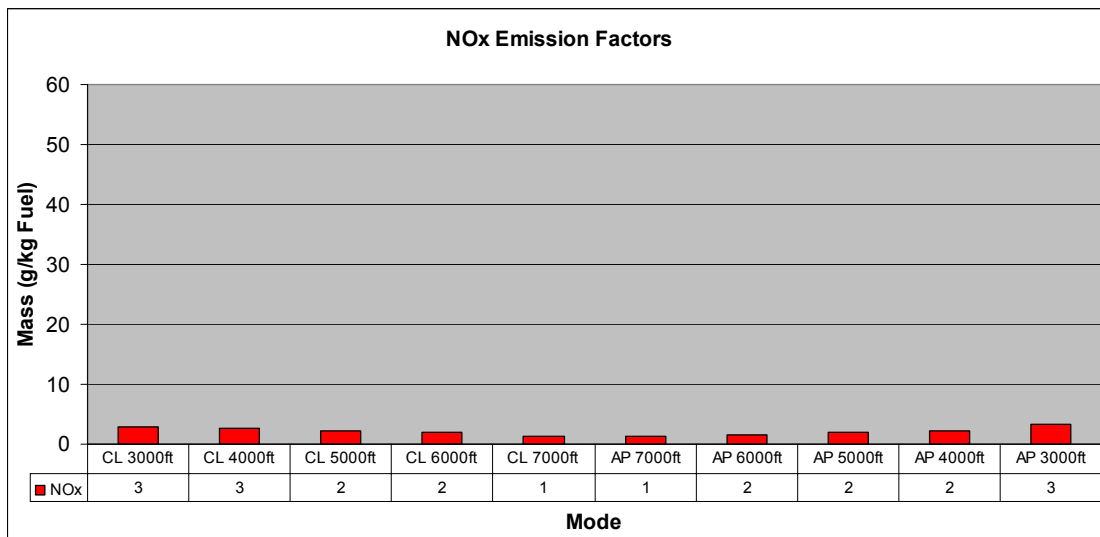


Figure 32: NO_x emission factors are very low and comparable to figure 26 due to low internal combustion temperatures. With increasing height, the NO_x emission factor decreases (without mixture adjustment). (ECERT 11)

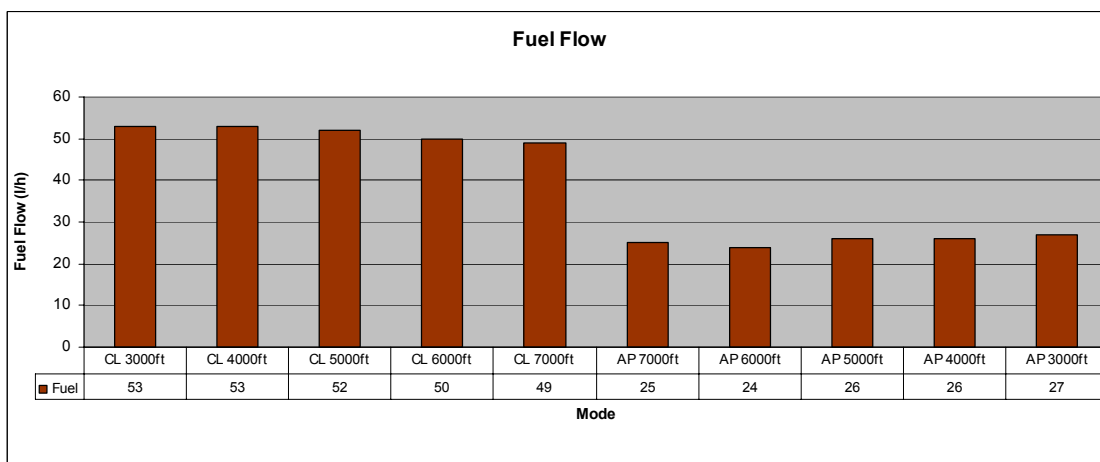


Figure 33: The fuel flow decreases with increasing height. During descent, the fuel flow has slightly increased (ECERT 11). Approach power has been higher at 3000ft than at 7000ft (see figure 34).

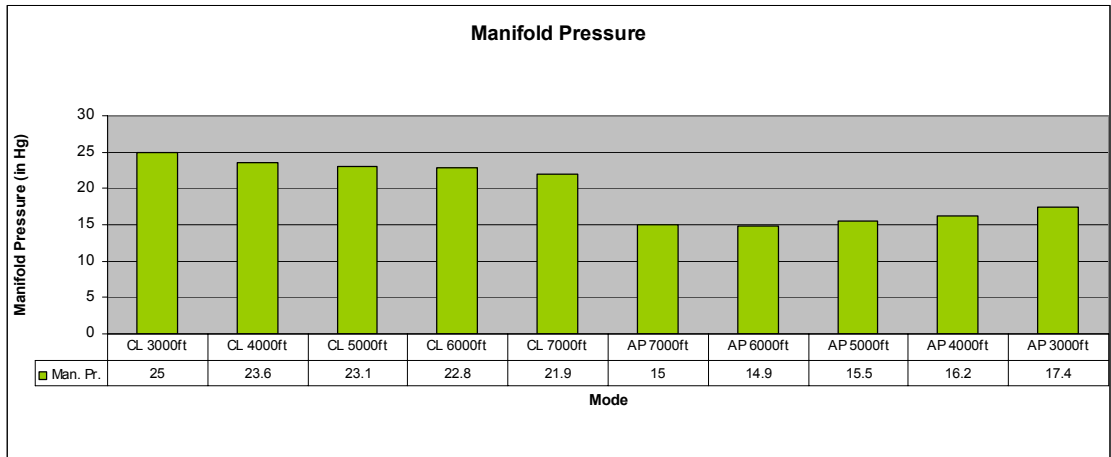


Figure 34: 85% engine load could not be kept above 3000ft. With a manifold pressure of 23.6 at 4000ft, the engine load was already below 85%. During descent, manifold pressure has not been kept constant. Engine load increased slightly with decreasing altitude. Therefore, the results for descent can not be compared to the results of the previous section one to one. (ECERT 11)

3.j) Systematic measurements for cruise power settings at flight altitudes between 3000 and 7000ft

Cruise power emissions have been measured with two flights (ECERT 9/10). The same flight test program as described in section 2, has been used for both flights, starting at 3000ft, mixture “full rich” and 65% of maximum engine fuel flow, followed by a mixture adjustment to $\lambda = 1$ (stoichiometric). The same procedure has been repeated at 4000, 5000, 6000 and 7000ft.

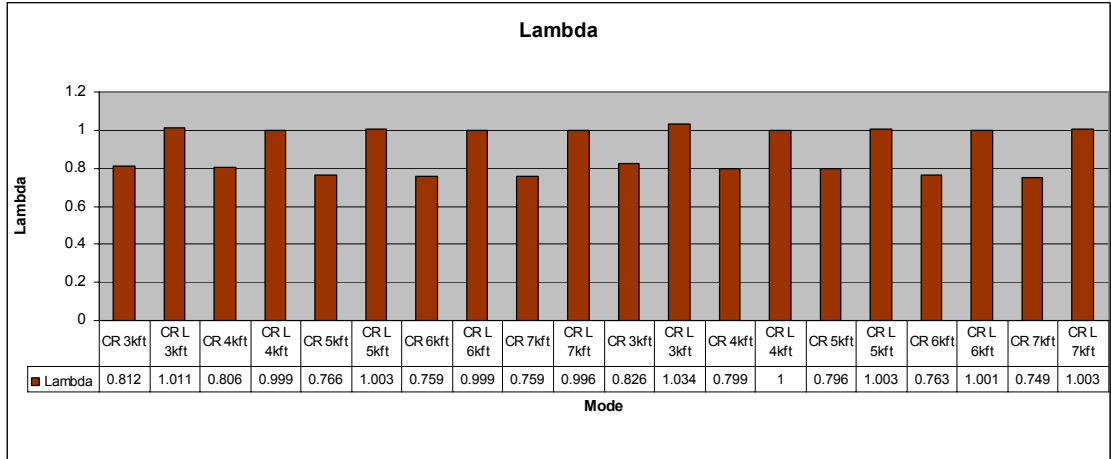


Figure 35: Lambda at “full rich” condition in function of flight altitude (e.g. CR 3 kft = cruise at 3000ft full rich), followed by stoichiometric mixture (e.g. CR L 3kft = cruise leaned at 3000ft). Lambda at “full rich” setting is decreasing with altitude, as usual. Lambda for leaned condition has been set directly by on line reading of emission concentrations during flight. Therefore lambda at CR L could be kept constant around 1. (ECERT 9/10)

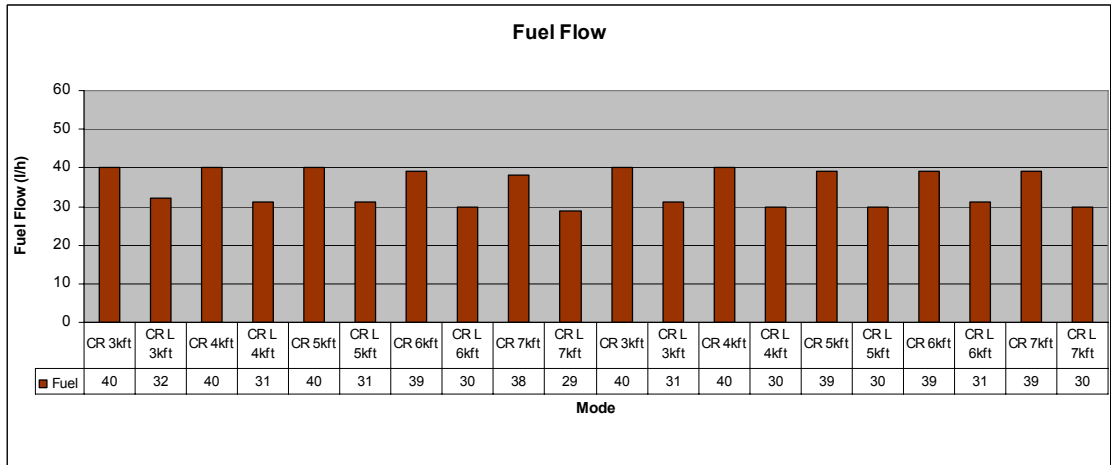


Figure 36: Reproducible fuel flows in both flights. (ECERT 9/10)

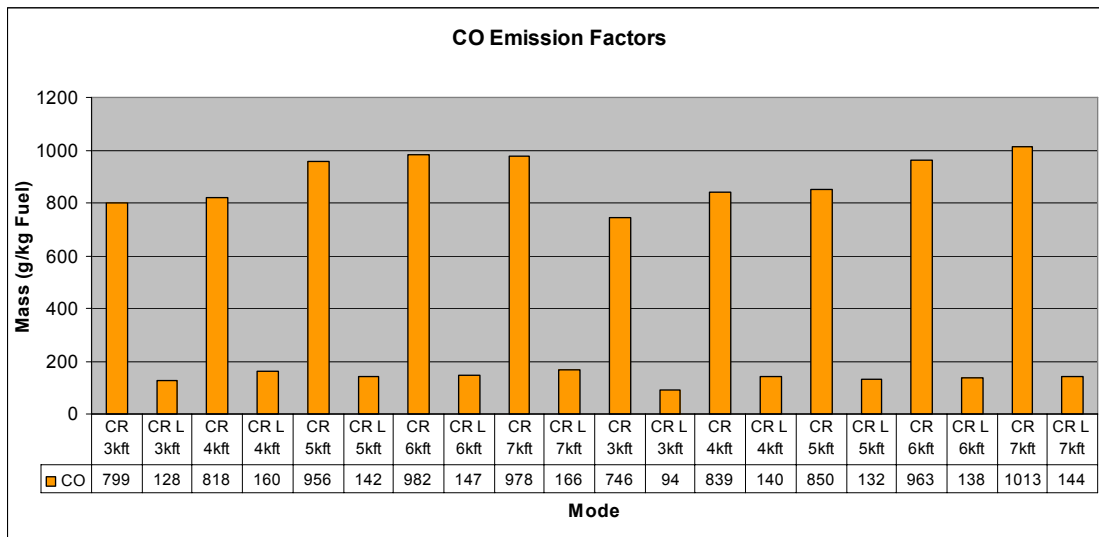


Figure 37: CO emission factors are very high and increasing with altitude without mixture adjustment. At stoichiometric mixture, the values vary around 140 g / kg fuel. In terms of typical emission measurement accuracies, the values are considered reproducible. (ECERT 9/10)

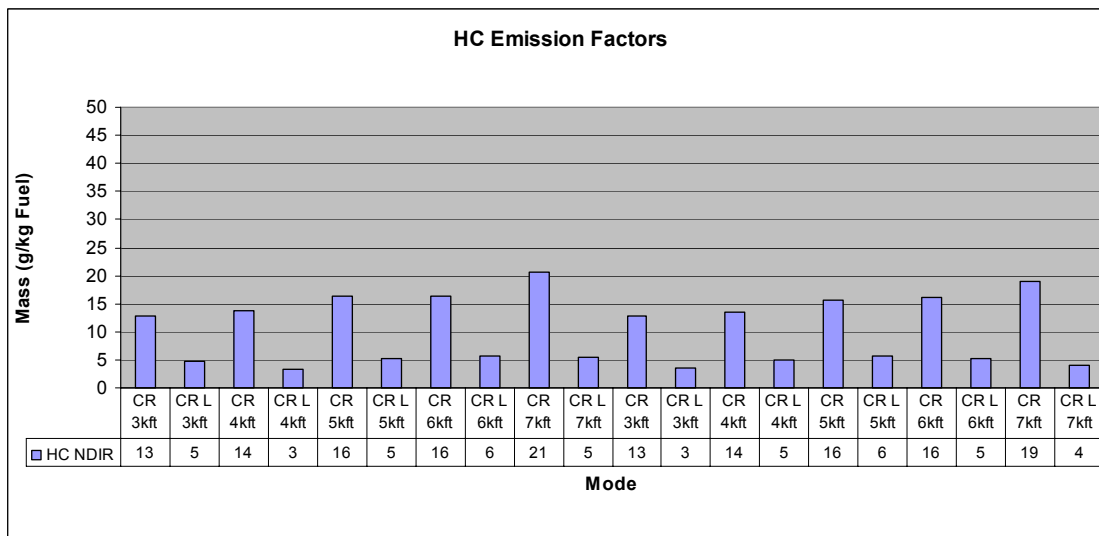


Figure 38: HC emission factors increasing with altitude without mixture adjustment. At stoichiometric mixture, the values vary around 5 g / kg fuel. In terms of typical emission measurement accuracies, the values are considered reproducible. (ECERT 9/10)

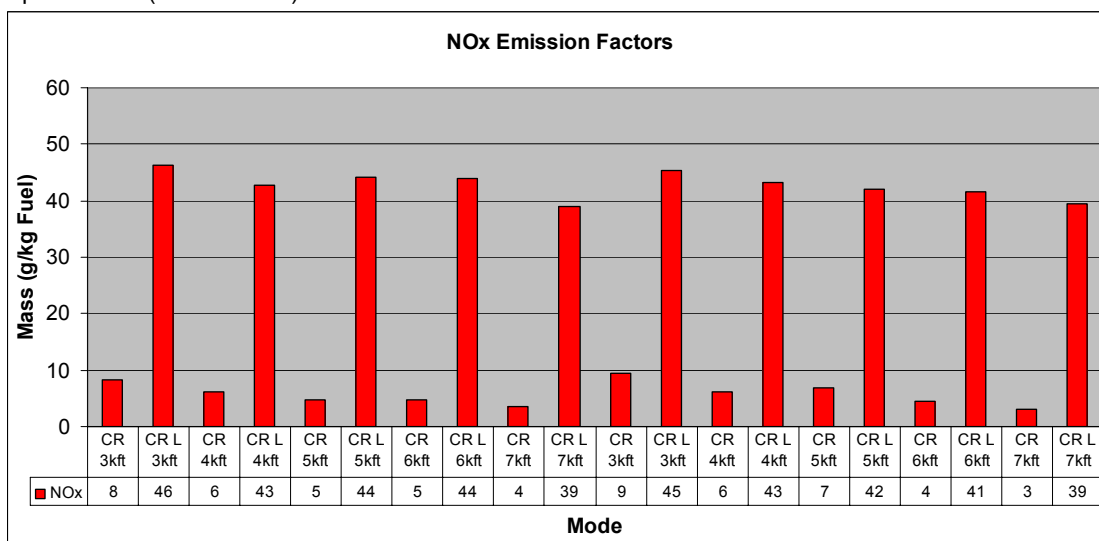


Figure 39: NO_x emission factors decreasing with altitude without mixture adjustment. At stoichiometric mixture, the values get high (trade off with CO and HC) and are around 42 g / kg fuel. In terms of typical emission measurement accuracies, the values are considered reproducible. (ECERT 9/10)

4) HBKEZ (Fuel Injected Engine Lyc IO-360 Series)



Basically, installation of the exhaust emission measurement system in HBKEZ was identical to that of HBEYS.

In addition to HBEYS, this aircraft is equipped with a variable pitch, constant speed propeller. At a given propeller RPM, the propeller governor will keep propeller RPM constant as long as possible (by automatic pitch adjustment) if engine power or aircraft speed change, thus leading to increased propulsion efficiency compared to the fixed pitch propeller.

Power management complexity is increased, with propulsion power depending on throttle, mixture and propeller pitch adjustment!

Installation of fuel flow transducer² for fuel flow measurement:

	
Picture 1: Fuel Pump (1) and Fuel Line Connection to Xducer (2)	Picture 2: Xducer (3) (without cover for documentation) and Cylinder Air Inlet Tube (4)
	
Picture 3: Fuel Line Loop between Xducer and Fuel Injector	Picture 4: Overview (taken from bottom)
	
Picture 5: Xducer final installation (with cover)	Picture 6: Connector plug (6) for FS-450 Fuel Flow Indicator. Completely independent from A/C electrical system

² JPI Type 201

Documentation of sampling probe and measurement system installation:

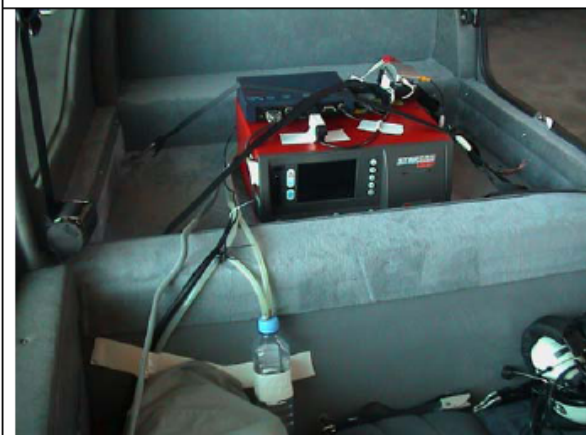
	
HB-KEZ	Probe set on exhaust pipe
	
Exhaust line: first fixation point	Exhaust line: view towards tail
	
Exhaust line: along fuselage	Exhaust line and temperature probe: along fuselage



Temperature probe: fixation on right side of fuselage



Exhaust line: incoming and outgoing lines to and from measurement equipment



Exhaust tester: fixation on baggage boot (m = 12 kg). Seat belt, water condensation collector



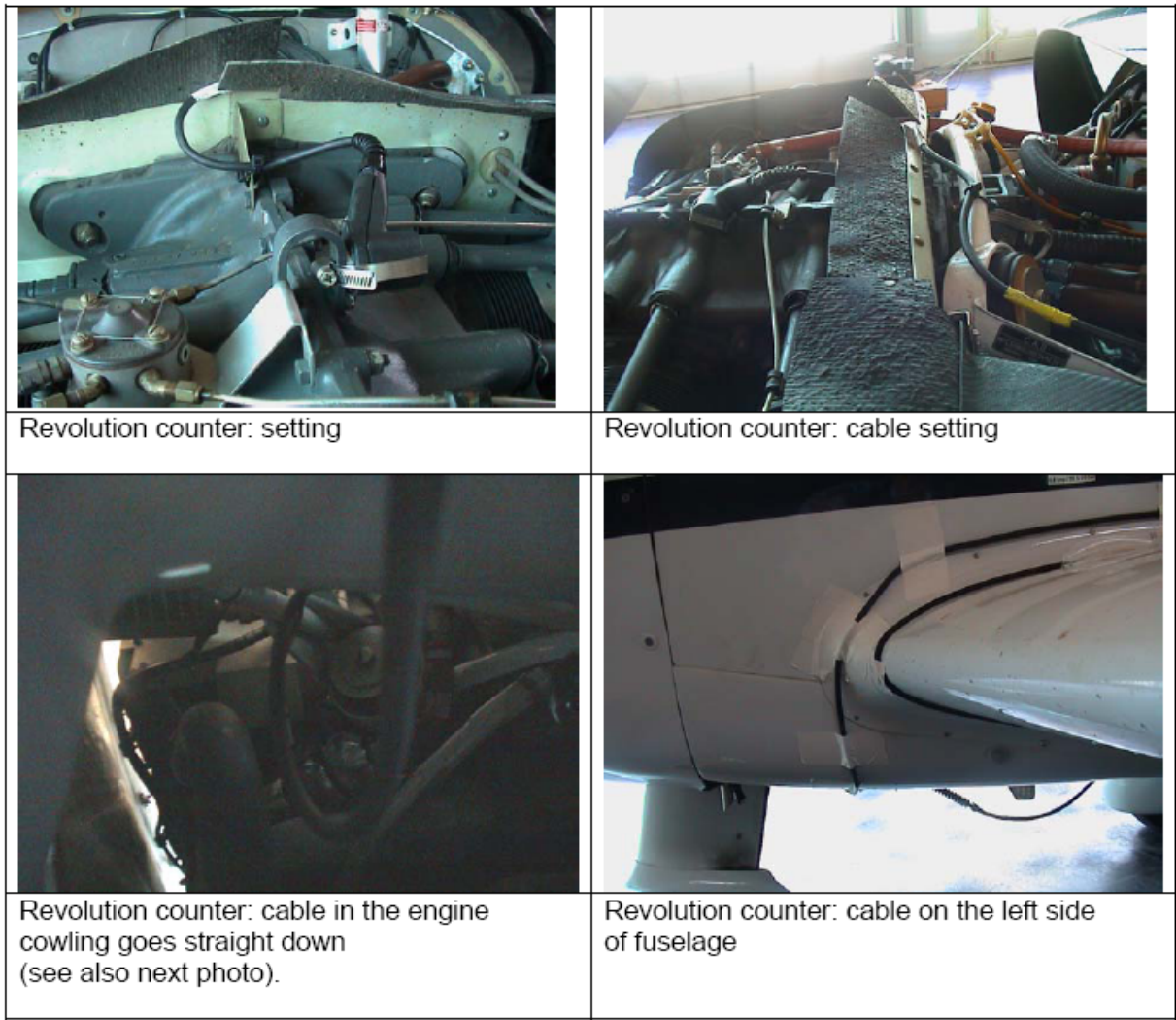
Exhaust tester: view from baggage boot door



Exhaust lines: incoming (black) and outgoing (transparent).
The cockpit door (canopy) stays 2 cm open during flight.



Exhaust tester: control monitor and fuel flow indicator. To control the air quality, a carbon monoxide detector, type Quantum Eye is installed in the cockpit.



4.a) Results for simulated aerodrome circuits, flown at 2000 to 6000ft

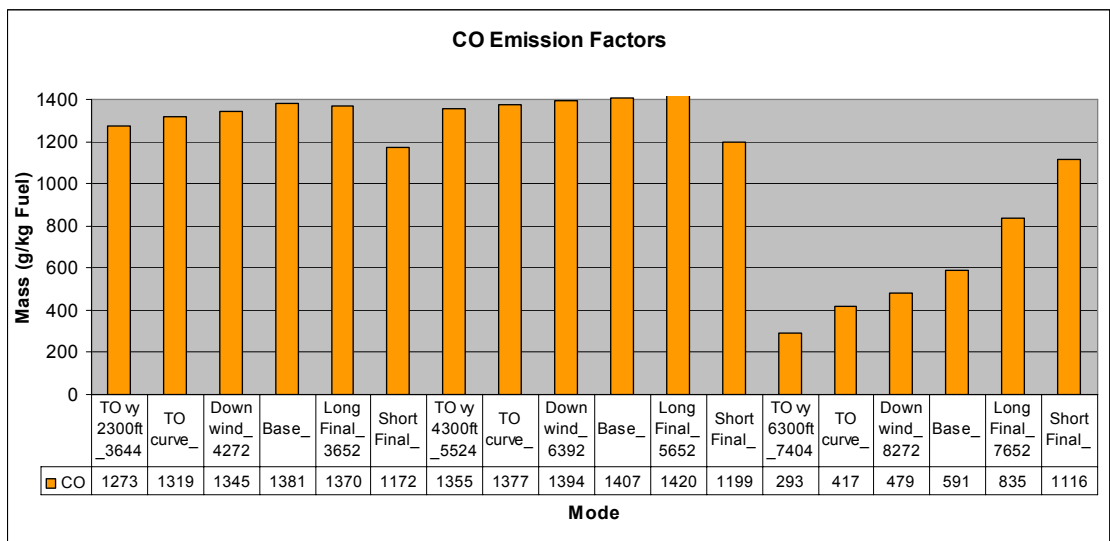


Figure 40: Record braking CO emission factors in three simulated circuits, starting at 2300ft, 4300ft and 6300ft. The first two circuits were flown with air/fuel mixture “full rich”, the circuit above 6300ft with leaned mixture (right hand side). (ECERT22, HBKEZ)

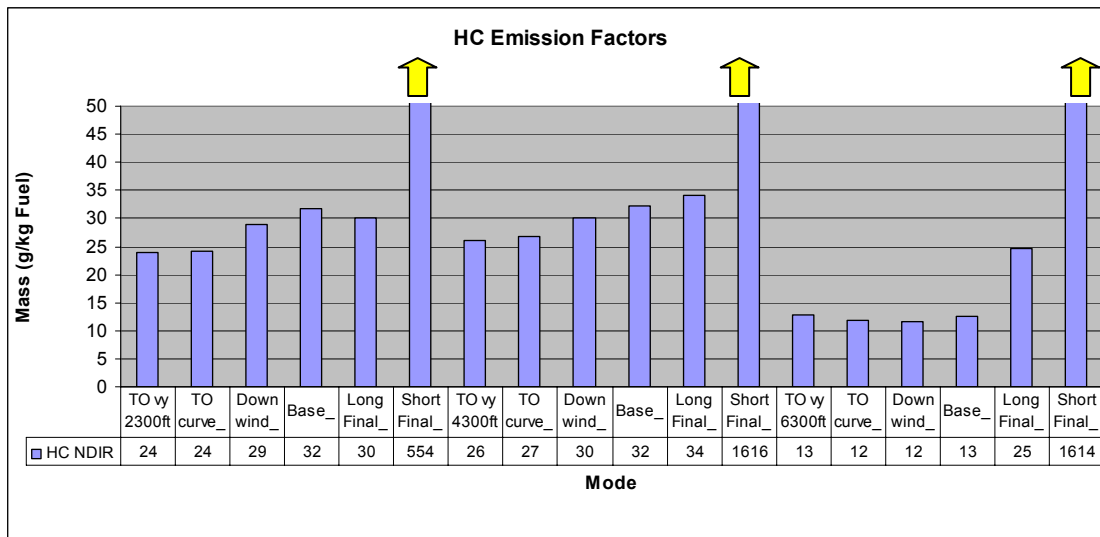


Figure 41: HC emission factors in three simulated circuits, starting at 2300ft, 4300ft and 6300ft. The first two circuits were flown with air/fuel mixture “full rich”, the circuit above 6300ft with leaned mixture (right hand side). Again, the same effect at engine idle, described in sections 3.c/d) can be seen. (ECERT22, HBKEZ)

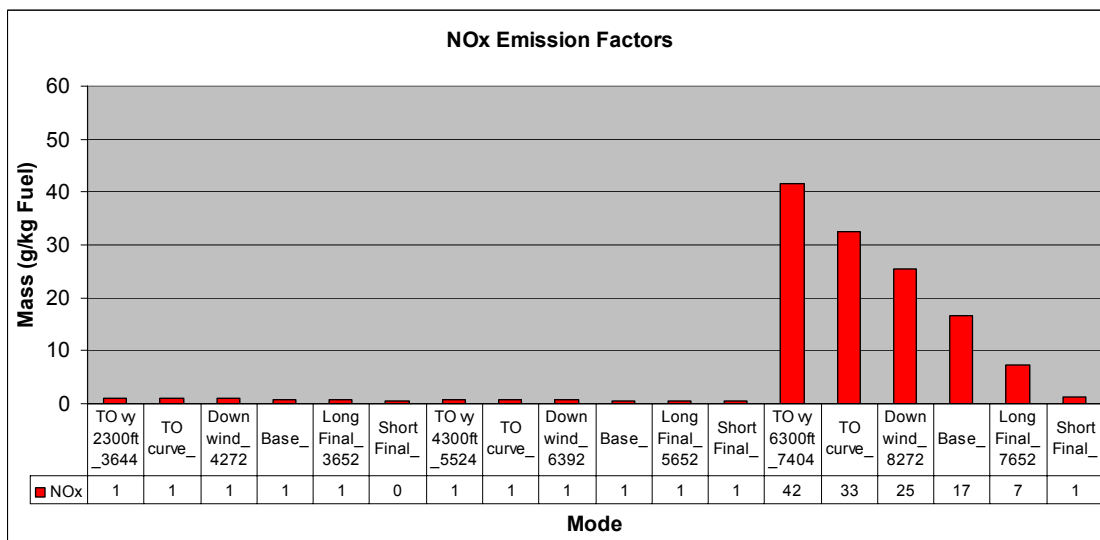


Figure 42: NO_x emission factors in three simulated circuits, starting at 2300ft, 4300ft and 6300ft. The first two circuits were flown with air/fuel mixture “full rich”, the circuit above 6300ft with leaned mixture (right hand side). (ECERT22, HBKEZ)

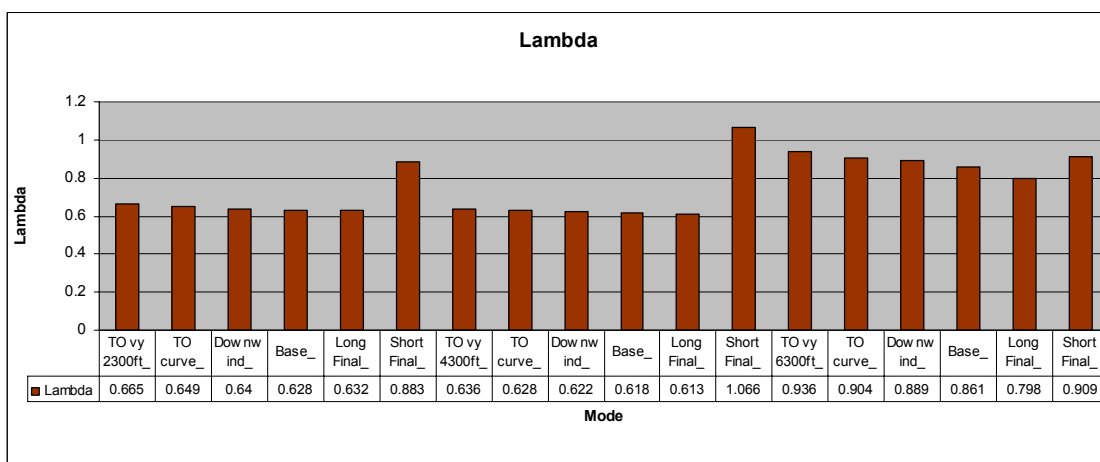


Figure 43: Lambda values in three simulated circuits, starting at 2300ft, 4300ft and 6300ft. The first two circuits were flown with air/fuel mixture “full rich”, the circuit above 6300ft with leaned mixture (right hand side). This engine shows even richer combustion (lower lambda) than that of HBEYS at “full rich” setting. (ECERT22, HBKEZ)

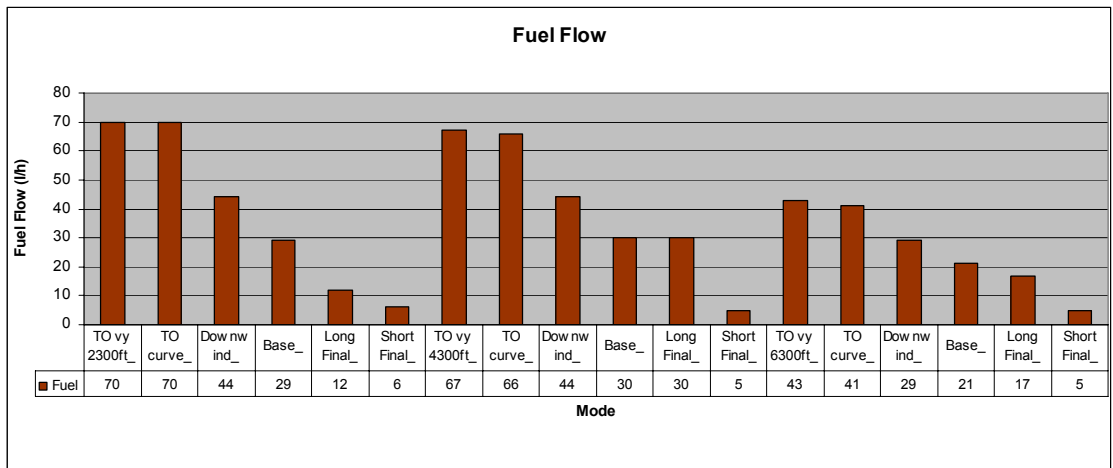


Figure 44: Fuel flows in three simulated circuits, starting at 2300ft, 4300ft and 6300ft. The first two circuits were flown with air/fuel mixture “full rich”, the circuit above 6300ft with leaned mixture (right hand side). (ECERT22, HBKEZ)

4.b) Discussion

The fuel injected engine of HBKEZ has an even richer standard air/fuel mixture setting than the carbureted one of HBEYS, resulting in CO emission factors up to 1400 g / kg fuel. The reason for this extremely rich setting is not clear – engine cylinder and oil temperatures remained far below threshold values for all observed engine operations. However the aircraft AFM describes a leaning procedure, starting already shortly after lift off, when take-off power is reduced to climb power. This is rather unique for such engines but makes sense, as can be seen from the measurements. Mixture adjustment is easily possible to standard values according to AFM with help from fuel flow indicator and exhaust gas temperature control.

In a conservative approach, we supposed that pilots would not always lean that particular engine on climb. For that reason, the following measurements were made at mixture “full rich”.

4.c) Systematic measurements at full power and approach power settings between 3000 and 7000ft flight altitude

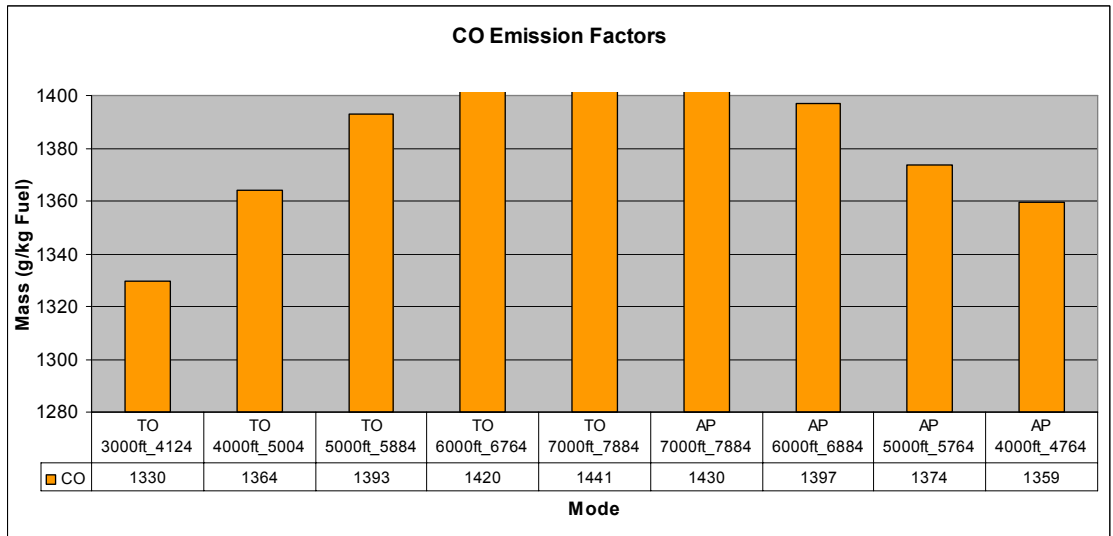


Figure 45: CO emission factors during climb at full power (TO) from 3000 to 7000ft and during descent from 7000 to 3000ft (AP). The second number after aircraft altitude in feet is the density altitude. (ECERT27, HBKEZ)

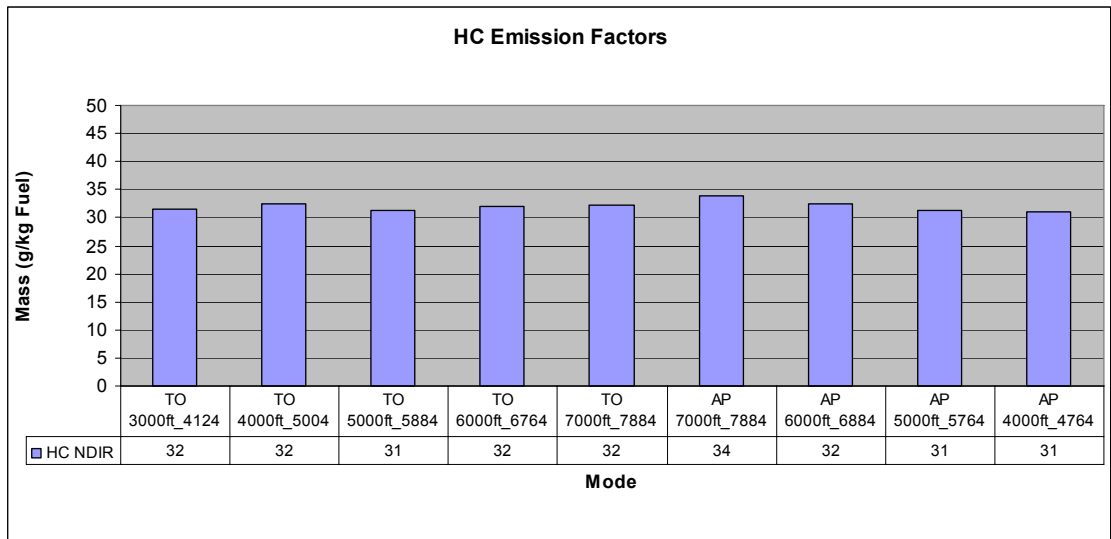


Figure 46: HC emission factors during climb at full power (TO) from 3000 to 7000ft and during descent from 7000 to 3000ft (AP). With the very rich mixture, they vary around 32 g / kg fuel. (ECERT27, HBKEZ)

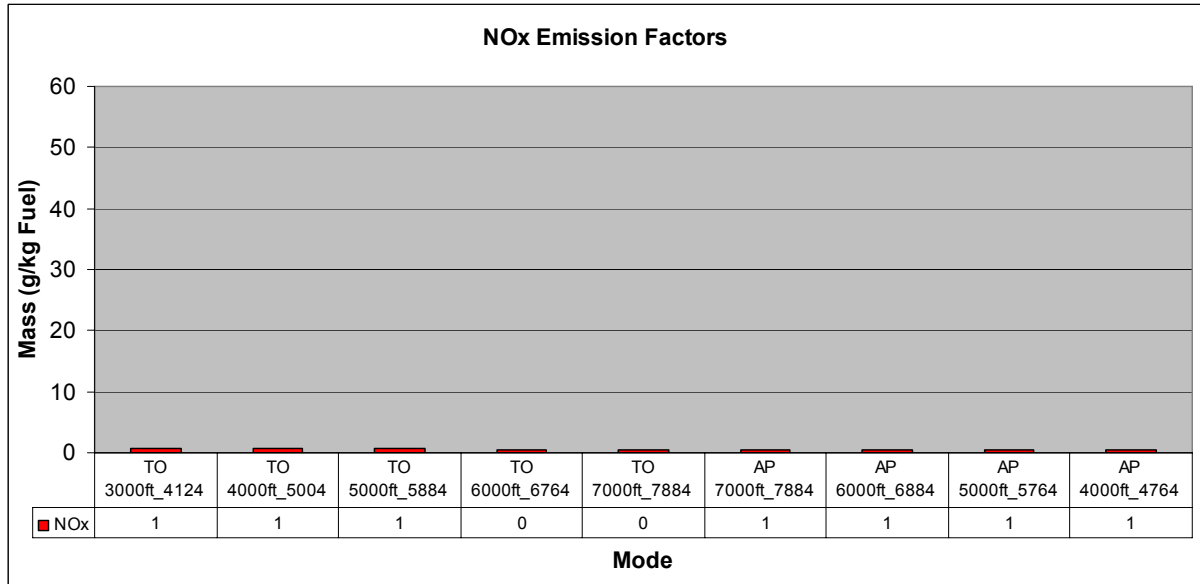


Figure 47: NO_x emission factors during climb at full power (TO) from 3000 to 7000ft and during descent from 7000 to 3000ft (AP). With the very rich mixture, practically no NO_x is built up. (ECERT27, HBKEZ)

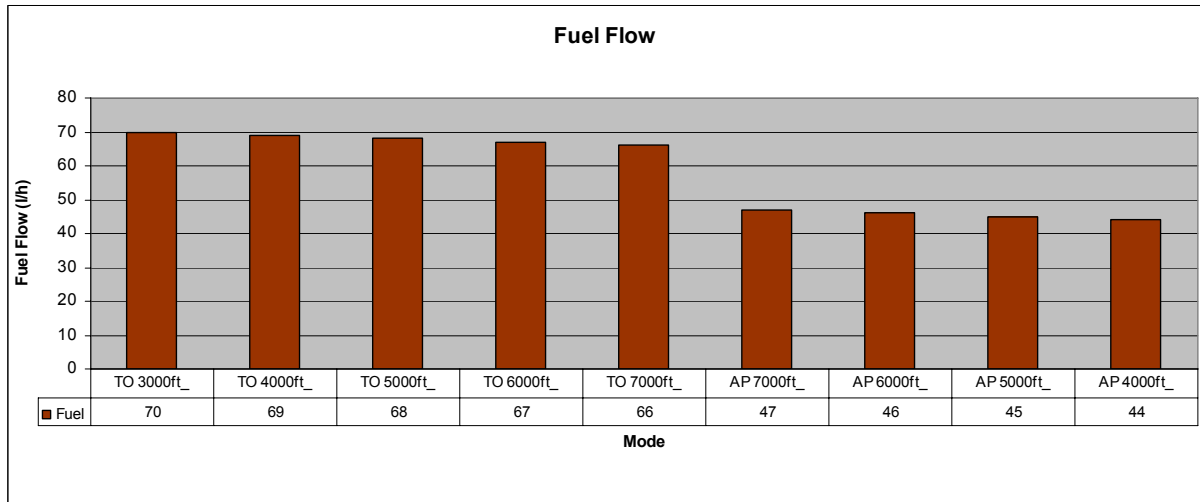


Figure 48: Fuel flow during climb at full power (TO) from 3000 to 7000ft and during descent from 7000 to 3000ft (AP). (ECERT27, HBKEZ)

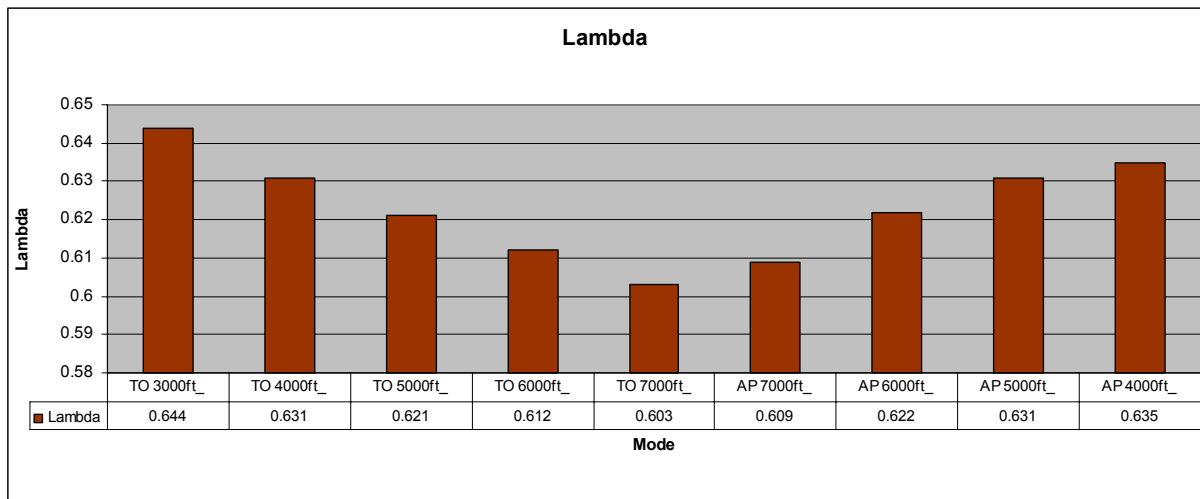


Figure 49: Lambda during climb at full power (TO) from 3000 to 7000ft and during descent from 7000 to 3000ft (AP). It can be seen, how the engine gets even richer without mixture adjustment during climb. At 7800ft density altitude (TO 7000ft), lambda stays at 0.6 and the engine swallows 40% more fuel than necessary for efficient combustion. (ECERT27, HBKEZ)

4.d) Systematic measurements at take-off, climb and approach power at 3500ft flight altitude, mixture "full rich"

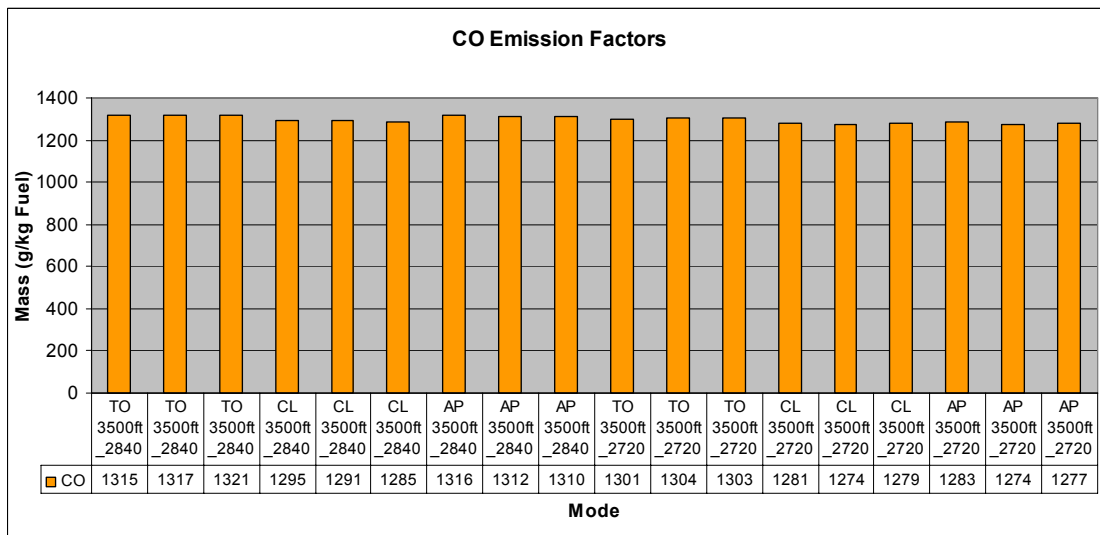


Figure 50: CO emission factors during take-off, climb and approach, when passing 3500ft (2800ft density altitude.) Two flights at different days. (ECERT48+49, HBKEZ)

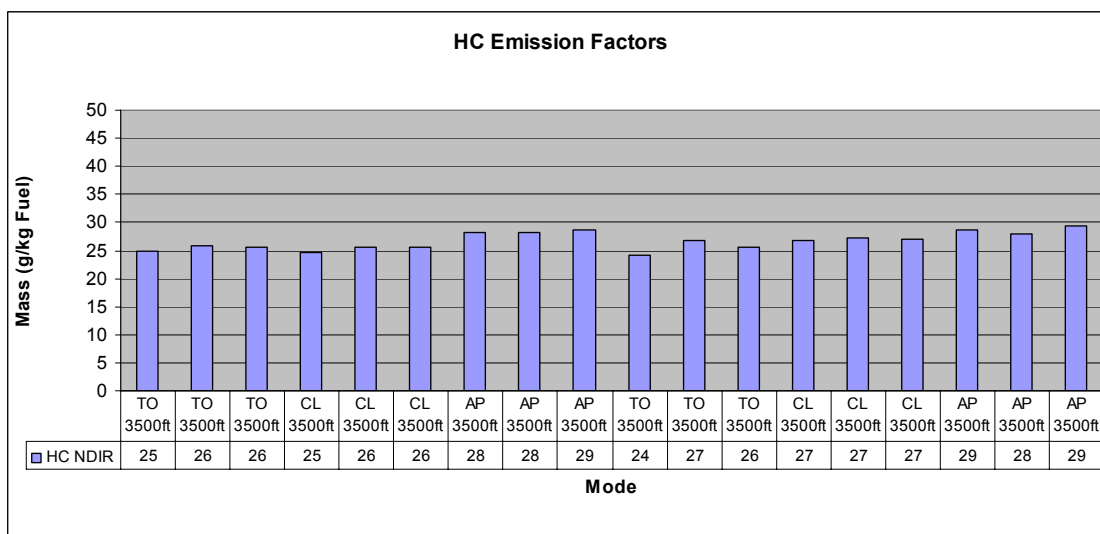


Figure 51: HC emission factors during take-off, climb and approach, when passing 3500ft (2800ft density altitude.) Two flights at different days. (ECERT48+49, HBKEZ)

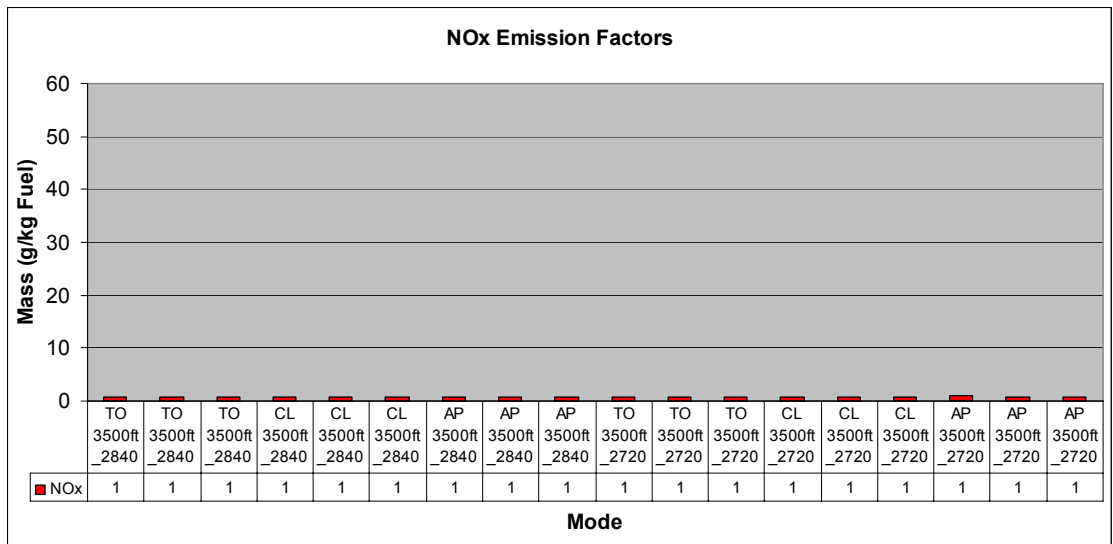


Figure 52: NO_x emission factors during take-off, climb and approach, when passing 3500ft (2800ft density alti-tude.) Two flights at different days. (ECERT48+49, HBKEZ)

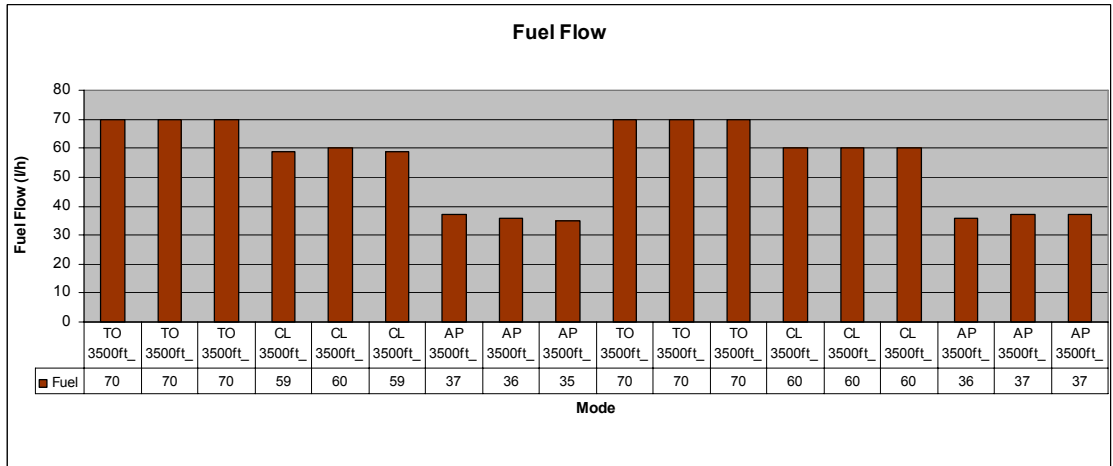


Figure 53: Fuel flow during take-off, climb and approach, when passing 3500ft (2800ft density altitude.) Two flights at different days. (ECERT48+49, HBKEZ)

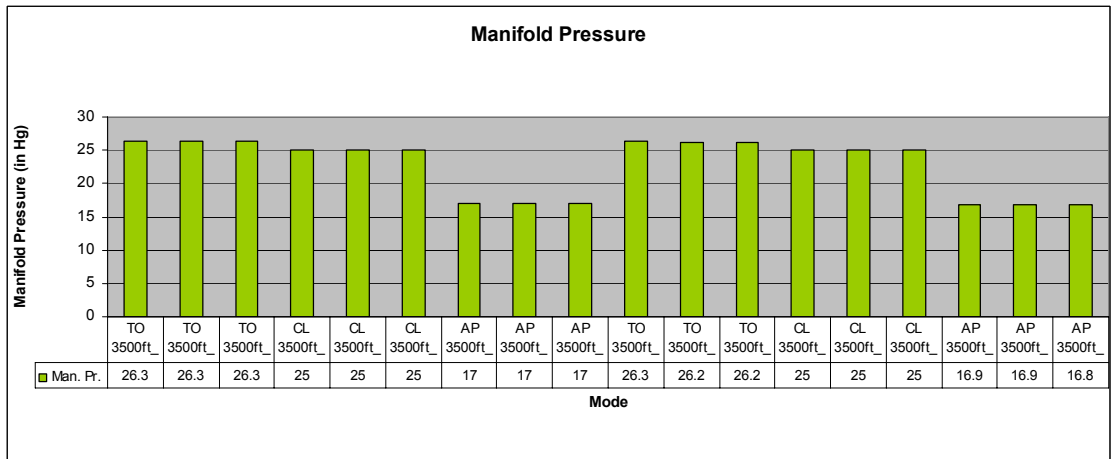


Figure 54: Manifold pressure during take-off, climb and approach, when passing 3500ft (2800ft density altitude.) Two flights at different days. (ECERT48+49, HBKEZ)

4.e) Discussion

The two measurement series have been made with comparable power settings (figure 54) and fuel flows (figure 53). At the extremely rich air/fuel mixture condition of that engine, emission factors do not change significantly from one power condition to the other. It can also be seen that the data can be

considered reproducible in the context of emission measurements. CO emission factors stay around 1300 g/kg fuel, HC emission factors around 26 g/kg fuel and NO_x emission factors around 1 g / kg fuel. These are worst case scenario values, assuming that pilots do not lean the engine.

4.f) Systematic measurements at take-off, climb and approach power at 3500ft flight altitude with mixture adjustment according to the aircraft flight manual (AFM).



According to the AFM of HBKEZ, the engine air/fuel mixture should be leaned after obstacle clearance in the following way (normal procedure):

Reduce angle of climb to reach 84 kt
Reduce throttle to 25 InHg
Reduce propeller RPM to 2500 RPM
Mixture: Reduce fuel flow to 12 US gal/h

The mixture setting can be checked with exhaust gas temperature (EGT) and cylinder head temperature (CHT). The obtained mixture setting results in an EGT about 150°F rich of EGT peak, which corresponds approximately to best power mixture (at sea level). For descent, mixture has to be set to “full rich” again, according to the AFM.

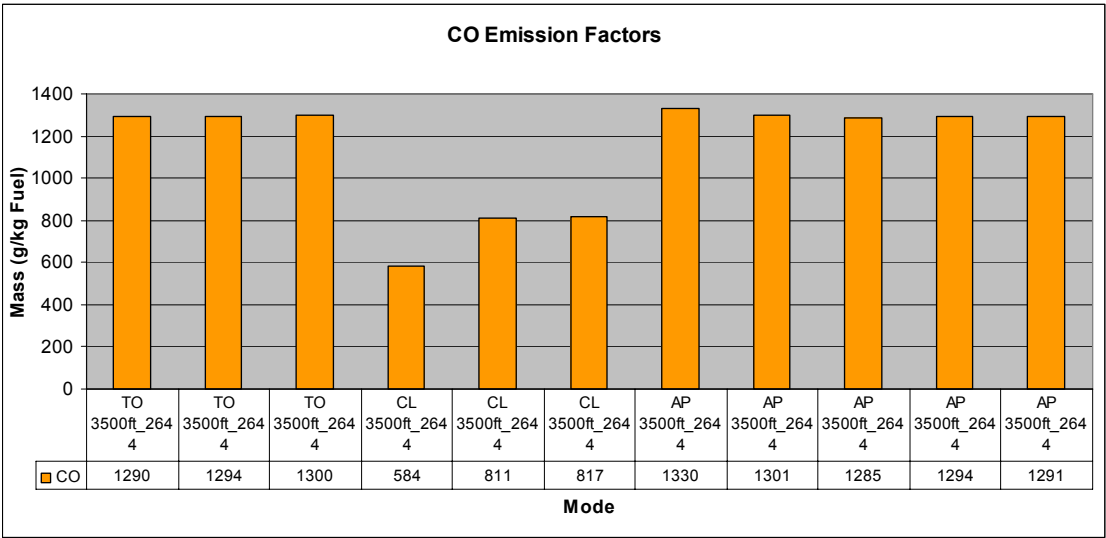


Figure 55: CO emission factors when leaning during climb. (ECERT47, HBKEZ)

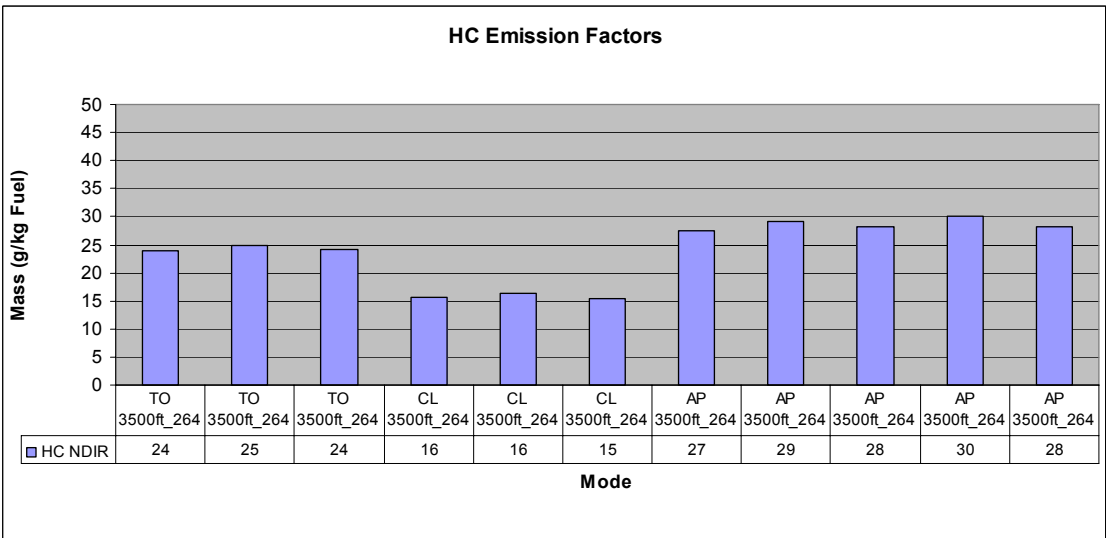


Figure 56: HC emission factors when leaning during climb. (ECERT47, HBKEZ)

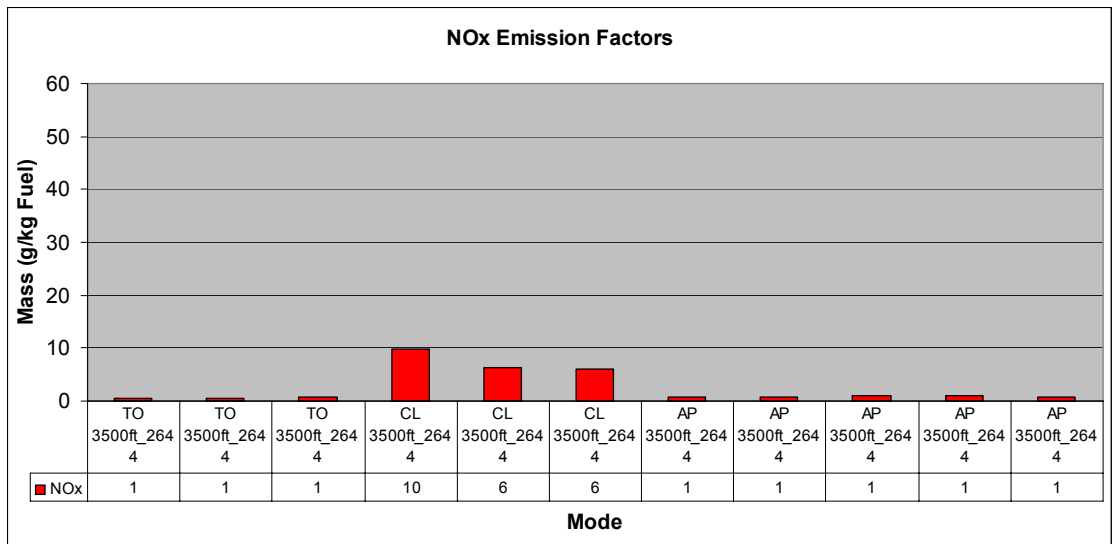


Figure 57: NO_x emission factors when leaning during climb. (ECERT47, HBKEZ)

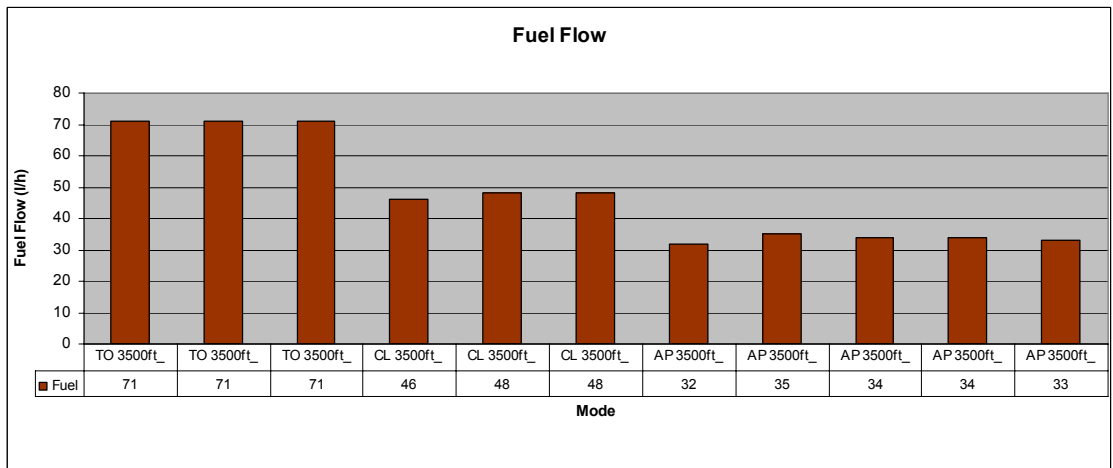


Figure 58: Fuel flow when leaning during climb. (ECERT47, HBKEZ) The engine is still running rich all the time, however consuming about 15% less fuel during climb than at the “full rich” setting (figure 53).

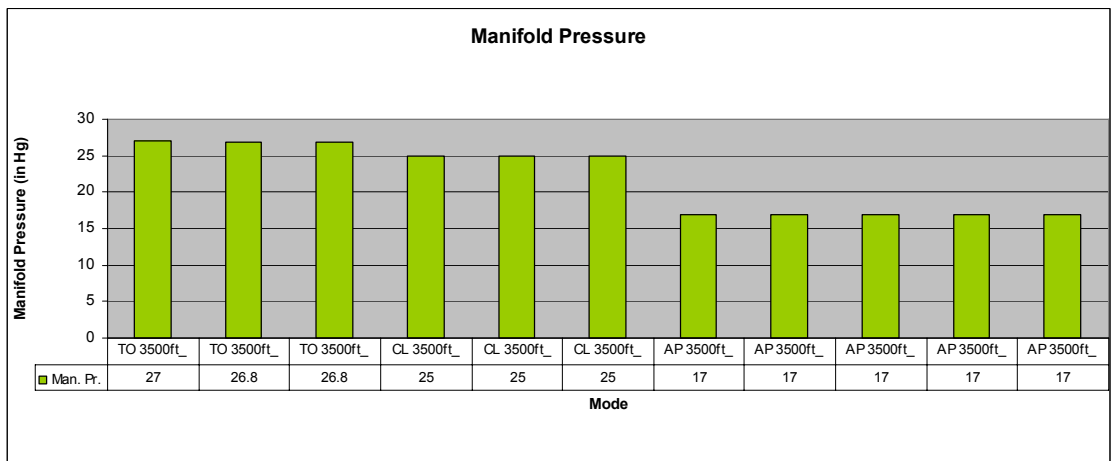


Figure 59: Manifold pressure values. (ECERT47, HBKEZ) The throttle setting can be compared to the flights of section 4.d)

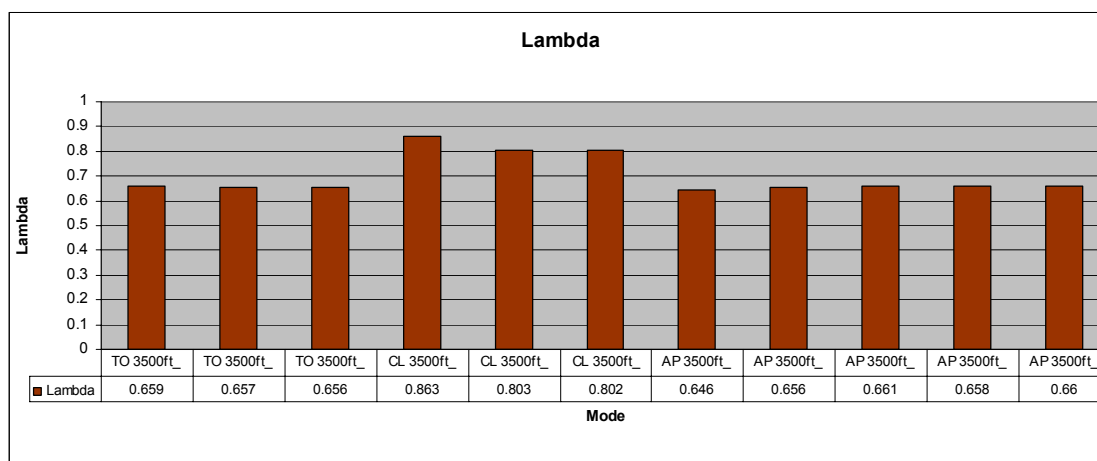


Figure 60: Lambda values: The leaning procedure in climb according AFM leads to lambda values around 0.85 (ECERT 47, HBKEZ).

4.g) Discussion

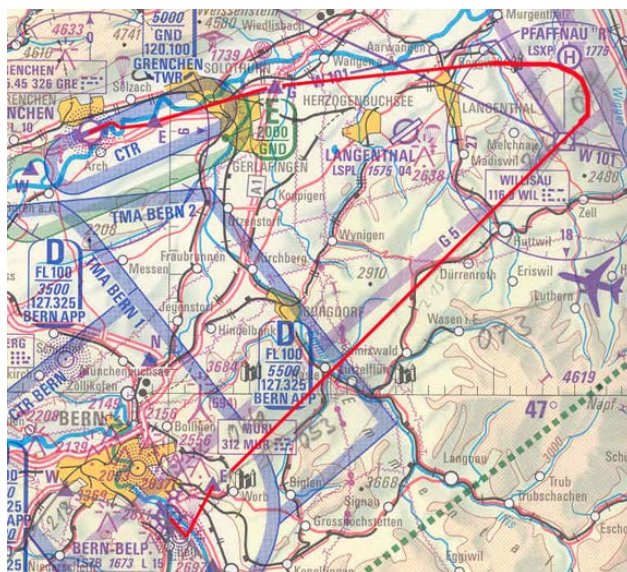
The leaning procedure during climb of that particular aircraft/engine combination leads to slightly better combustion and better engine power (lambda around 0.85). At all of those measurements, engine cylinder and oil temperatures were staying far below maximum allowed values.

From present experience it is however not fully understood, why the mixture should be immediately set to “full rich” during descent, as described in the AFM. One explanation could be that pilots might forget to gradually enrich the mixture during descent and therefore are asked to go to “full rich” as a general procedure. Note that during descent, the fuel flow at “full rich” is only 30% below the fuel flow at leaned climb power (figure 58)!

The values have shown to be reproducible (see section 4.d).

4.h) Inventory: Standard flight emission measurement from Bern (LSZB) to Grenchen (LSZG)

What we see in this section is the result of a real measured emission inventory for a half an hour VFR³ flight from Bern (LSZB) to Grenchen (LSZG) with HBKEZ.



The pilot got the following route briefing:

- Bern outbound route E – Hasle
- Direct WIL VOR
- Climb to 5500ft QNH⁴ and level off
- Cruising altitude 5500ft QNH
- Grenchen approach Aarwangen, G-E
- E altitude 3200ft QNH
- RWY 25 in use

The actual take-off mass of HBKEZ was 1040 kg (+- 10 kg).

The picture on the left shows the route flown with HBKEZ on 16th July 2004 (red line).

³ VFR = Visual Flight Rules

⁴ QNH = actual barometric air pressure in hPa, calculated to sea level & standard atmosphere, used for altimeter setting

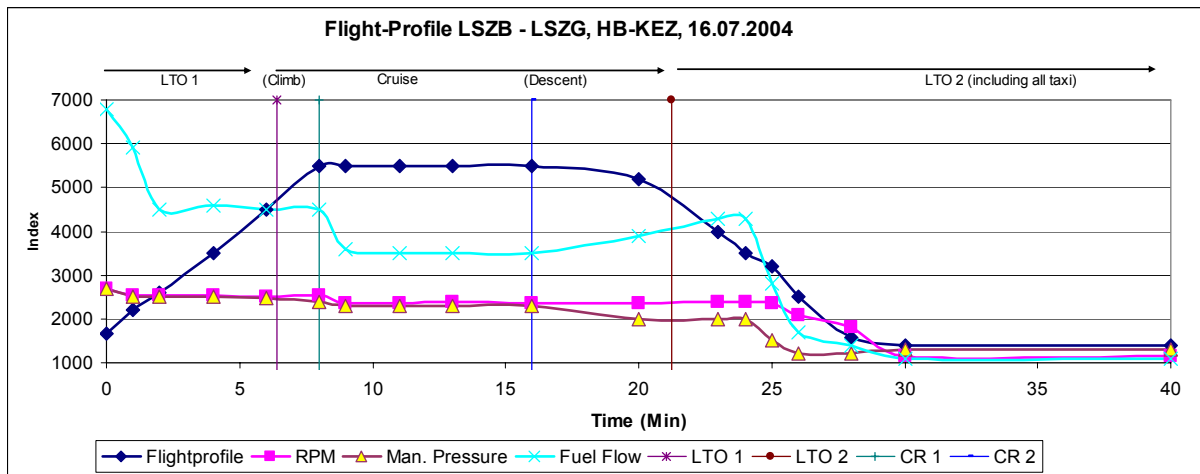


Figure 61: Altitude profile (dark blue), fuel flow (light blue), engine RPM (violet) and manifold pressure (brown) during flight from Bern to Grenchen. The taxi time which was spent in Bern has been added to the end of the flight for calculation purposes.

The altitude profile on the left shows the climb phase to 5500ft. Most of this phase is spent in the LTO 1 (if the upper limit of the LTO is 3000ft AGL). During cruise, the flight altitude is kept constant and after 16 minutes flight time, the pilot starts the descent.

Looking at the fuel flow: A first significant reduction of fuel flow is obtained when the pilot starts to lean the engine in climb, about two minutes after brake release (see also section 4.f). The second reduction appears after top of climb (TOC), when the pilot sets cruise power, cruise propeller pitch and adjusts the air/fuel mixture (line CR 1). At top of descent (TOD, line CR 2), power is reduced (manifold pressure is dropping) but the fuel flow is increasing and higher as in cruise until around 24 minutes, when power is further reduced. The increasing fuel burn comes from the mixture adjustment, as described in sections 4.f/g). At about 23 minutes flight time, at the approach check, the mixture is set to "full rich". (ECERT 29, HBKEZ)

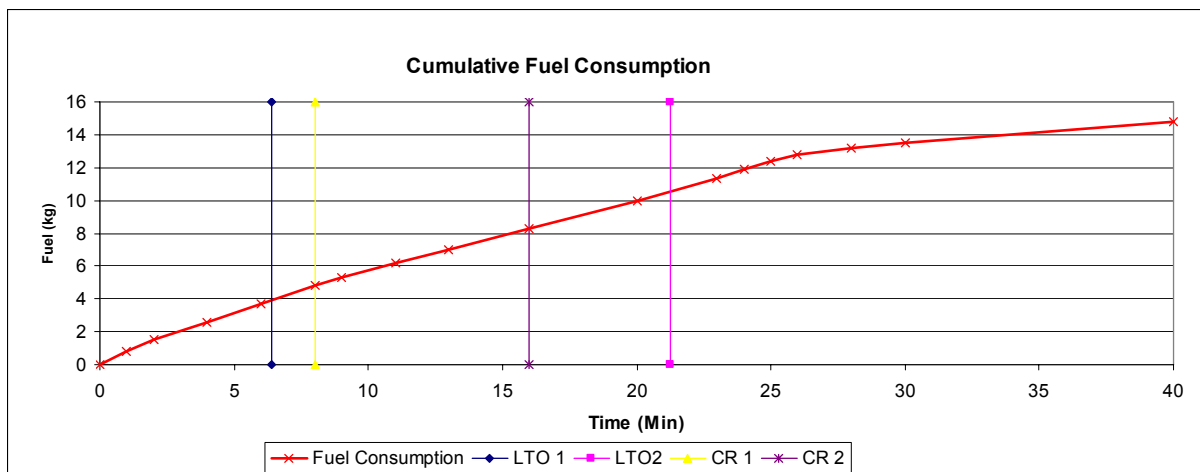


Figure 62: Integrated fuel burn over time (ECERT 29, HBKEZ)

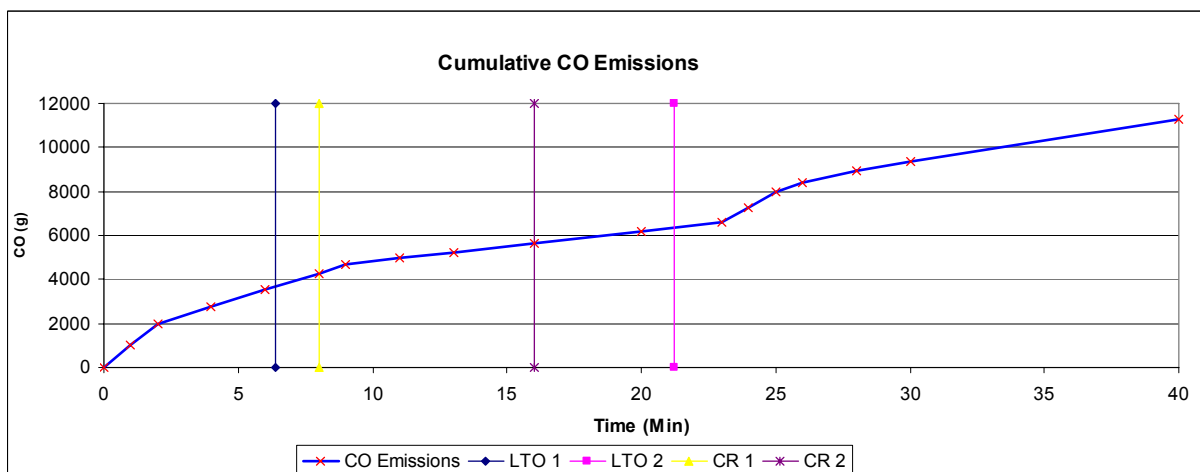


Figure 63: Integrated CO emissions over time (ECERT 29, HBKEZ)

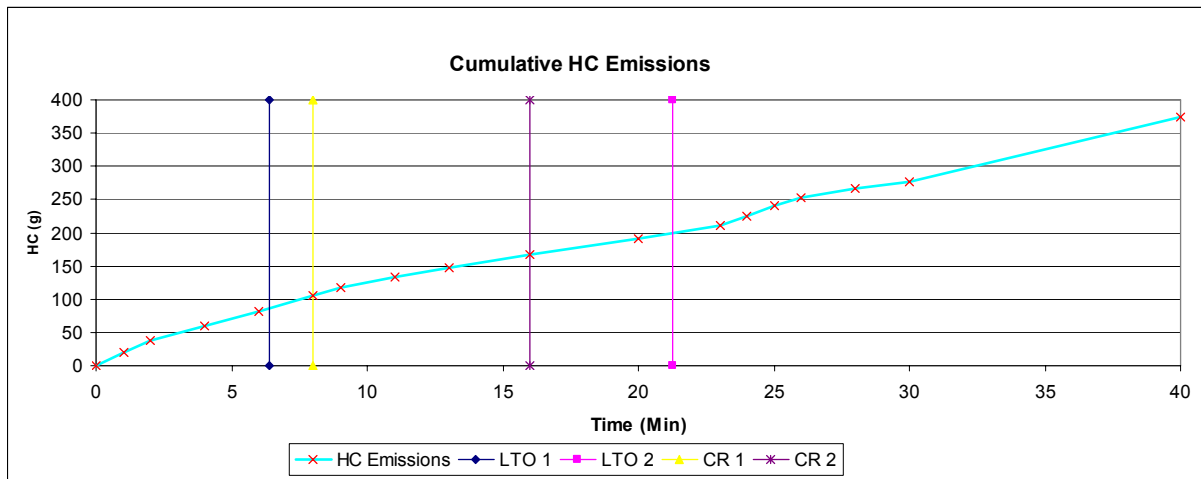


Figure 64: Integrated HC emissions over time (ECERT 29, HBKEZ)

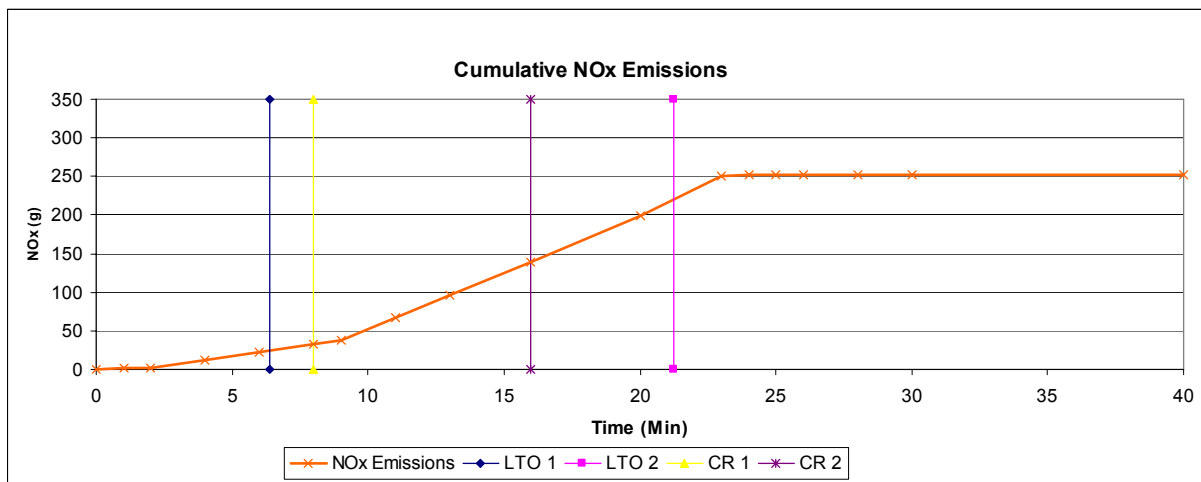


Figure 65: Integrated NO_x emissions over time (ECERT 29, HBKEZ)

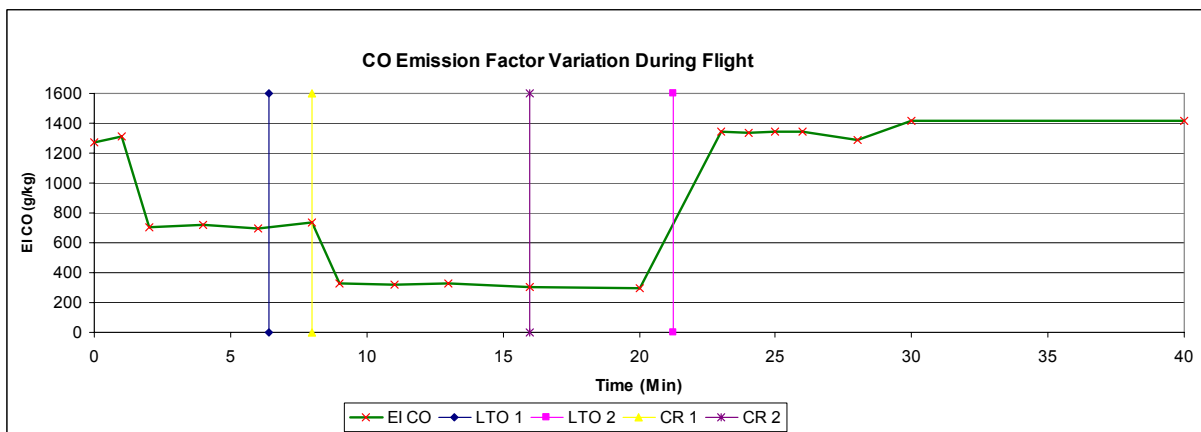


Figure 66: Variation of CO emission factor over time (ECERT 29, HBKEZ)

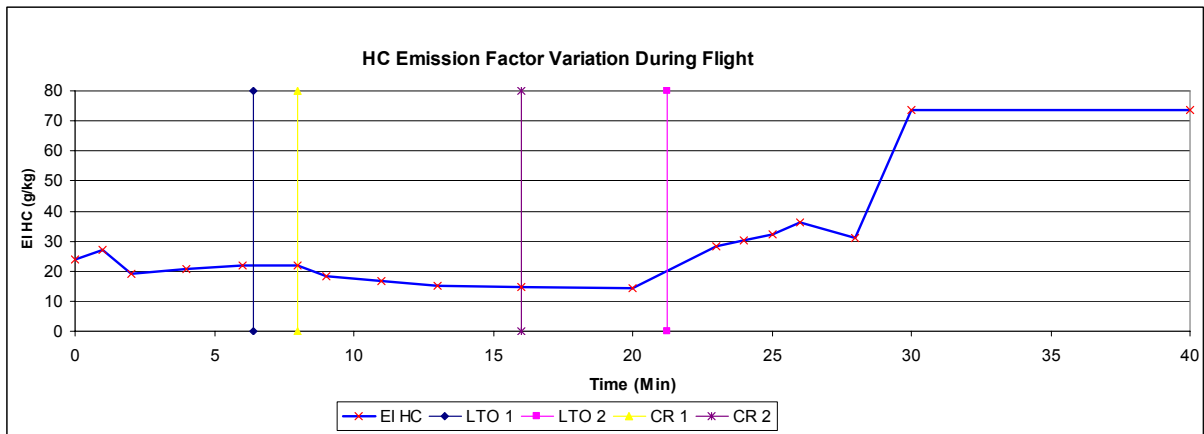
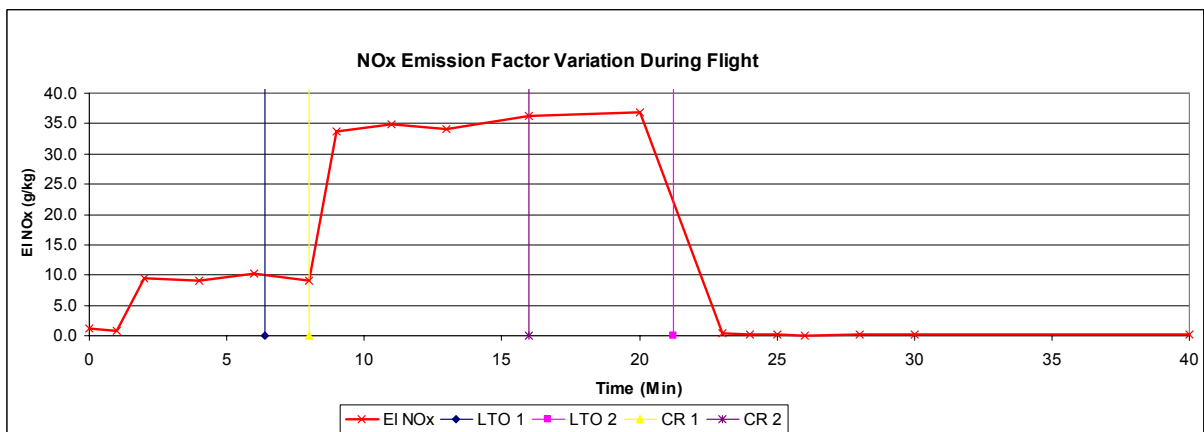


Figure 67: Variation of HC emission factor over time (ECERT 29, HBKEZ)

Figure 68: Variation of NO_x emission factor over time (ECERT 29, HBKEZ)

5) HBKIA (Fuel Injected Engine TCM IO-550 B)



Basically, installation of the exhaust emission measurement system in HBKIA was similar to that of HBEYS and HBKEZ.

As HBKEZ, this aircraft is equipped with a variable pitch, constant speed propeller. At a given propeller RPM, the propeller governor will keep propeller RPM constant as long as possible (by automatic pitch adjustment) if engine power or aircraft speed change, thus leading to increased propulsion efficiency compared to the fixed pitch propeller. The complexity of the aircraft is increased with the relatively high power six cylinder engine, higher speed and retractable gear.

Not many pilots seem to know that this type of engine has auto-leaning capabilities. There is still a manual mixture handle but the fuel pump has what appears to be an aneroid that senses changes in ambient pressures. Ambient pressures are routed to the aneroid through the drain fitting via a bolt hole channel in the pump body. High rpm pressures are set by means of a tapered needle (like those seen on naturally aspirated models) housed in a brass boss on the side of the pump. So in fact, this air cooled engine is **always automatically leaned even during climb** and therefore engine temperatures should be watched with additional care.

So, this type of engine added a further degree of complexity to representative measurements, because of the auto-leaning effects on emissions which could only be measured and “seen” in flight.

In addition to previous flights with HBEYS and HBKEZ, repetitive patterns were flown by different pilots in order to study the effect on emissions depending on different pilot operations.

Installation of FOCA emissions measurement unit in HBKIA:

A) Installation of Battery (total Mass 25 kg)



B) Installation of Stargas898 unit (total Mass 10 kg)



C) Installation of RPM sensor, independent from A/C electrical system, at main hook of engine, behind fuel divider (experience from HBKEZ)



D) Installation of RPM sensor, overview



E) RPM sensor signal line (black, from left top to right bottom)



F) RPM signal line and exhaust probes



G) Exhaust probe and fixation (mounted with experience from HBEYS and HBKEZ in-flight testing). Flexible sampling line (Viton) with t-shape tube. First fixation point of sampling line is most important. In case, sampling line would disconnect or would be teared backwards, no obstruction of flight safety relevant parts has been found.



H) Fixation of exhaust in – and out lines on left hand fuselage. Tape placing with experience from HBEYS and KEZ testing. HBKEZ has been operated up to 130 kn without tape becoming loose.



I) First fixation point of flexible sampling line from below.



J) Guiding of exhaust sampling lines through side window. Window opening angle is defined by piece of foam.



K) Sampling line guidance from inside. Reduced visibility to left hand side for the PIC has to be taken into account during in-flight tests. -> AFM supplement.

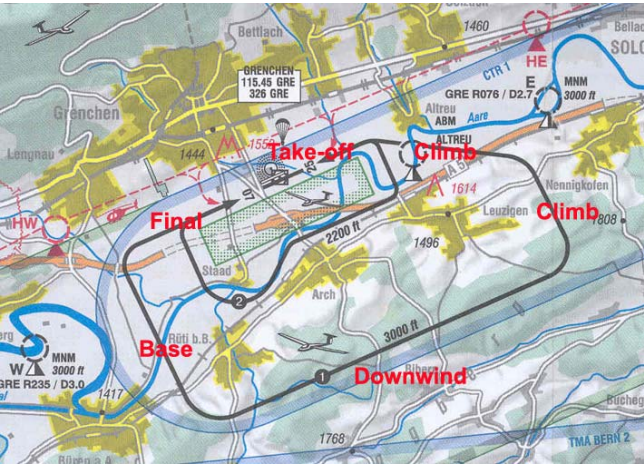


L) Sampling line guidance along airframe near flap section. Even loose flexible sampling line can not obstruct flap operation.



Installation of the exhaust measurement system in the documented way has been tested after the last 100 hour inspection of HBKIA (March 2005), during ground engine and system tests. During these standard tests, the system has been operated. Exhaust probe fixation has also been tested during several hours of ground emission tests, without becoming loose.

5.a) Results for aerodrome circuits, flown at LSZG (Grenchen Airport, Switzerland)



In Grenchen, high performance single engine piston aircraft like HBKIA have to fly the outer circuit No.1 (see picture). Runway in use during the measurements was 07. Take-off measurements took place shortly before lift-off. After departure, the pilot had to fly a slight right turn to avoid Altreu village, for noise abatement. The first climb measurement took place abeam ALTREU, the second (if possible) between Leuzigen and Nennigkofen. The downwind measurement was performed abeam tower (if possible) and the base measurement when crossing the river. The final measurement took place approximately in the middle between turning final and touch down points. Two sets of

circuit patterns have been flown (ECERT 56 and 62), with the same aircraft at the same initial take-off mass and comparable meteorological conditions. But the second set of measurements was flown by a different pilot (ECERT 62).

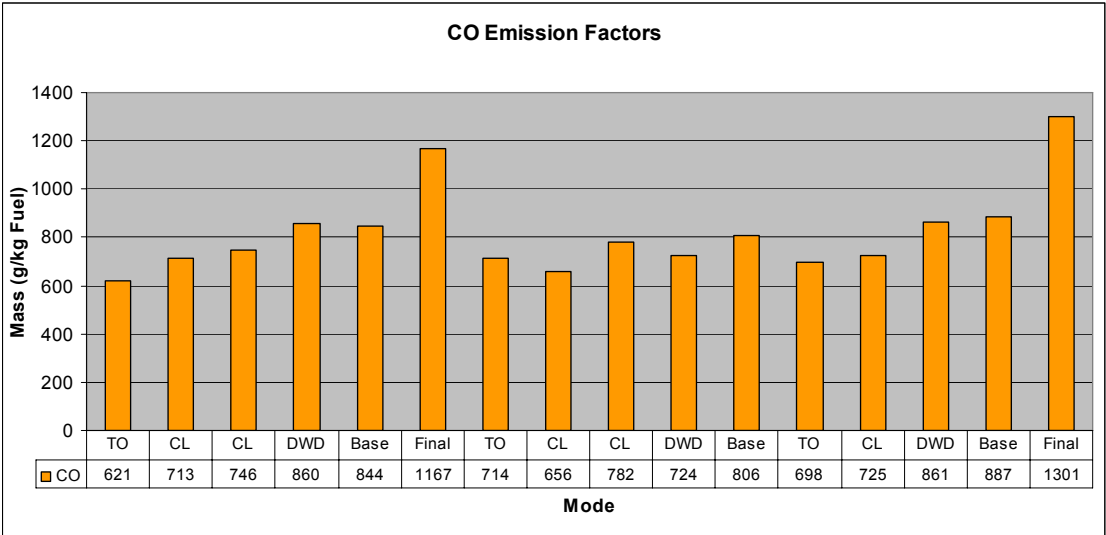


Figure 69: CO emission factors during three aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at v_y^5 , DWD = downwind). No “Final” measurement at the second circuit. (ECERT 56, HBKIA)

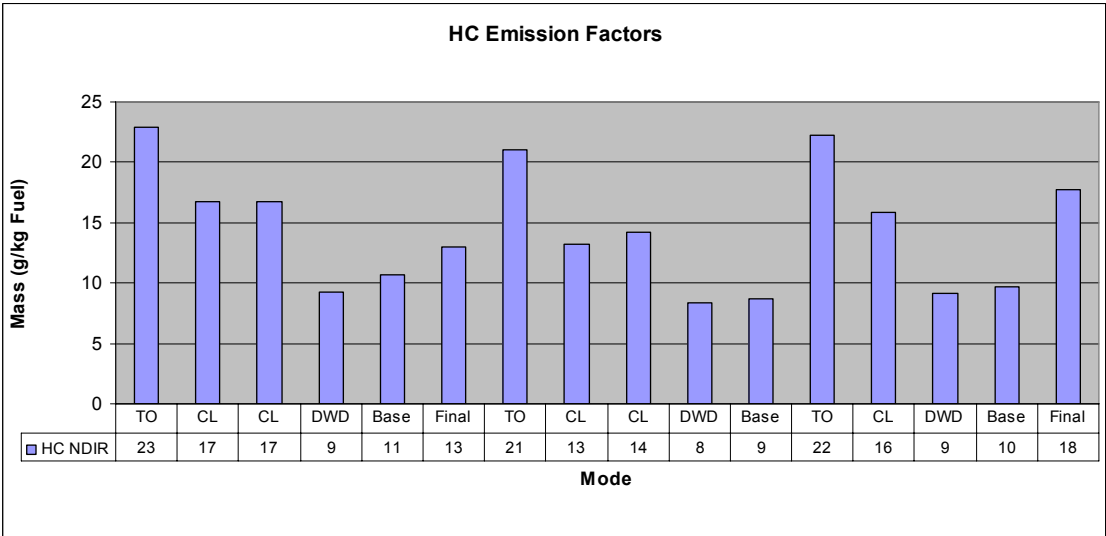


Figure 70: HC emission factors during three aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at v_y , DWD = downwind). No “Final” measurement at the second circuit. (ECERT 56, HBKIA)

⁵ V_y = indicated airspeed for best rate of climb

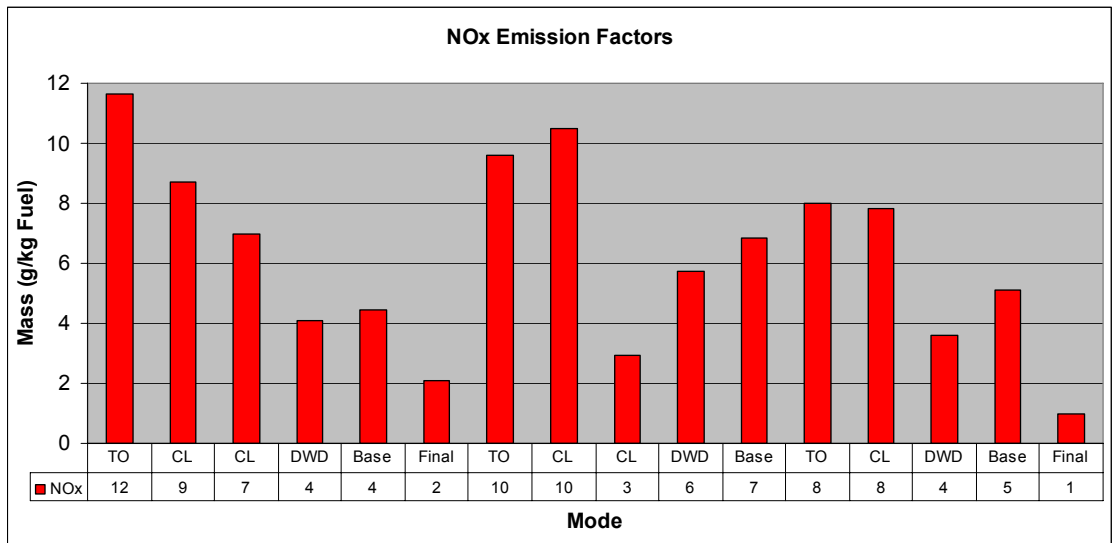


Figure 71: NO_x emission factors during three aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind). No “Final” measurement at the second circuit. (ECERT 56, HBKIA)

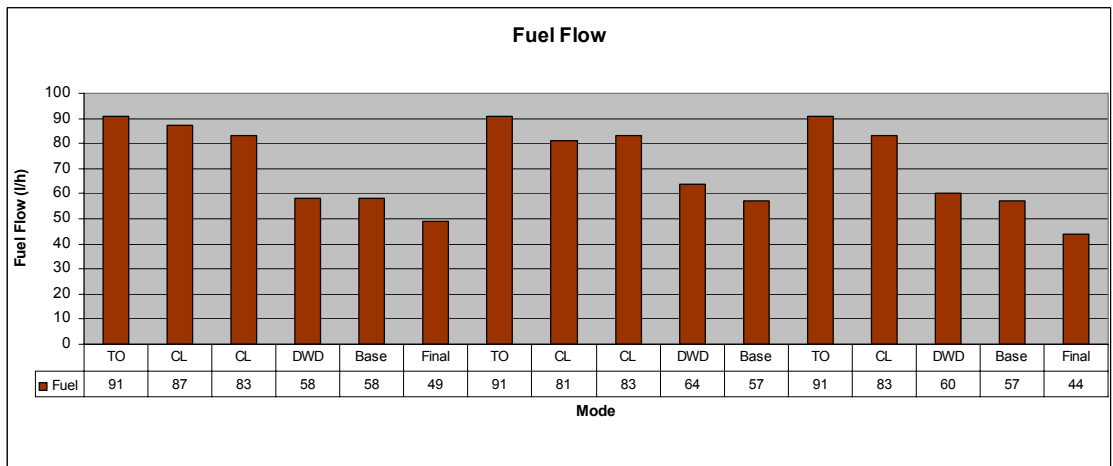


Figure 72: Fuel flow during three aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind). No “Final” measurement at the second circuit. (ECERT 56, HBKIA)

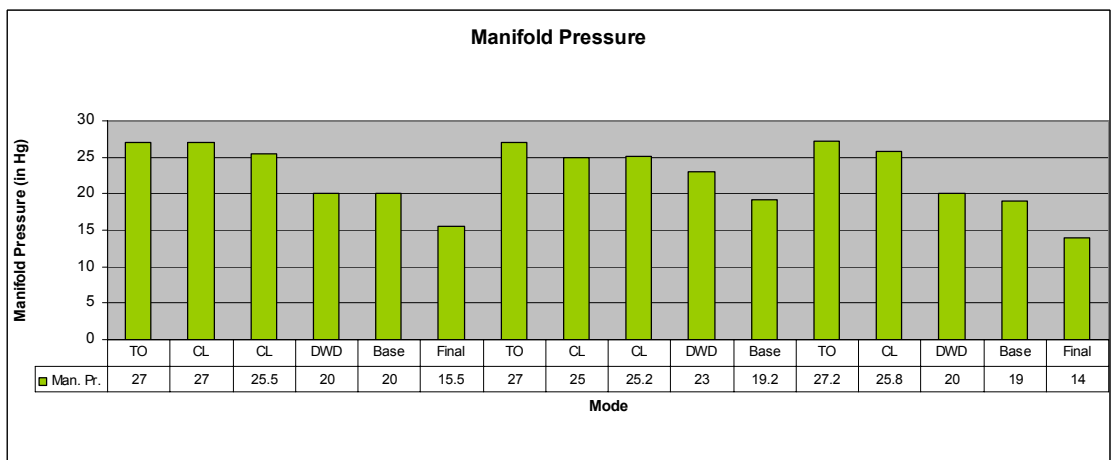


Figure 73: Manifold pressure during three aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind). No “Final” measurement at the second circuit. (ECERT 56, HBKIA)

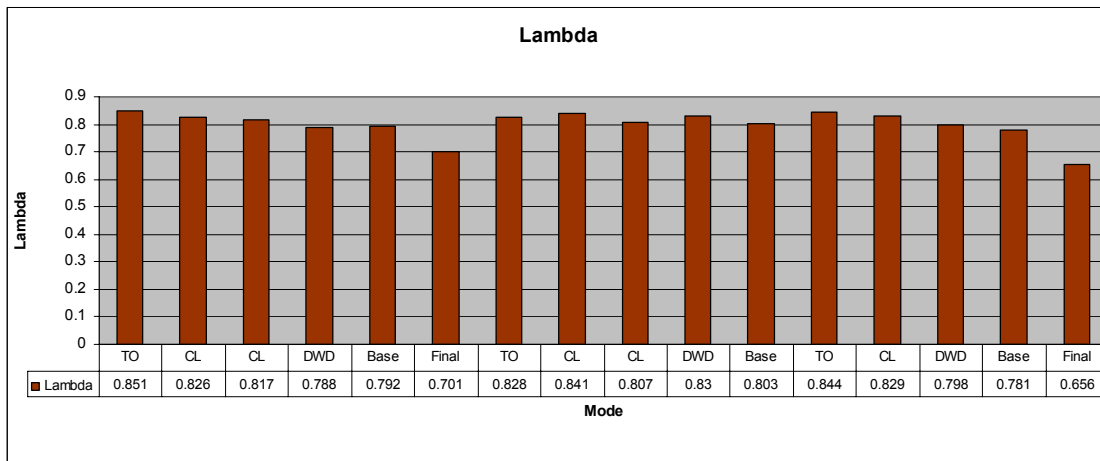


Figure 74: Lambda during three aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at v_y , DWD = downwind). No "Final" measurement at the second circuit. (ECERT 56, HBKIA)

Second set, flown by different pilot:

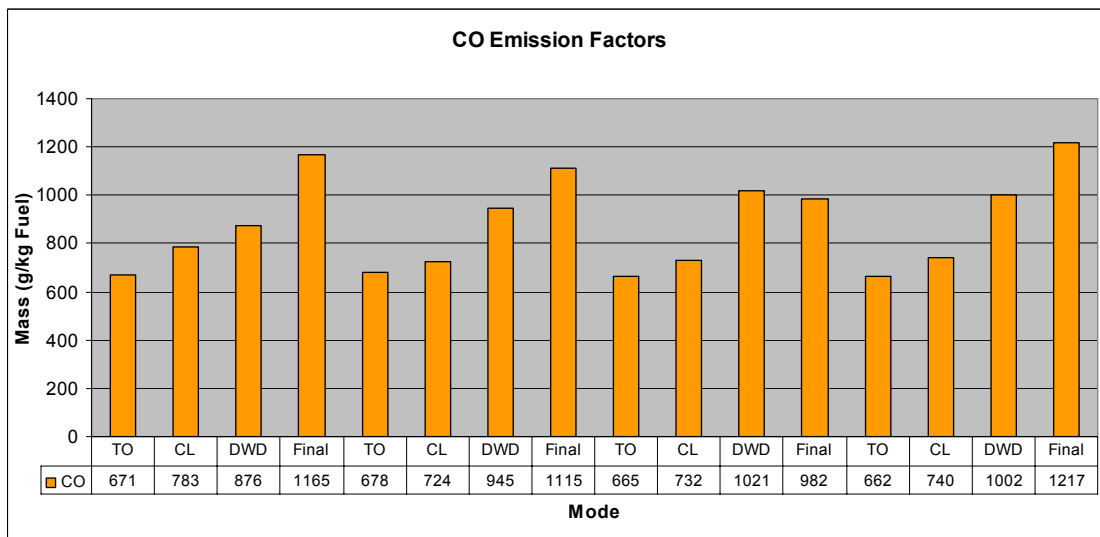


Figure 75: CO emission factors during four aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at v_y ⁶, DWD = downwind), flown with second pilot (ECERT 62, HBKIA)

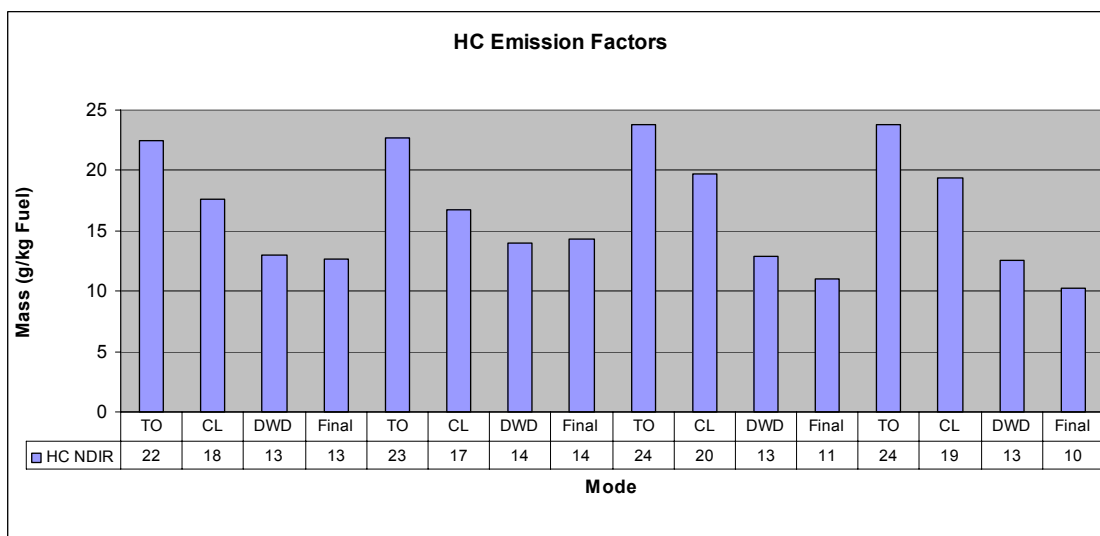


Figure 76: HC emission factors during four aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at v_y , DWD = downwind), flown with second pilot (ECERT 62, HBKIA)

⁶ V_y = indicated airspeed for best rate of climb

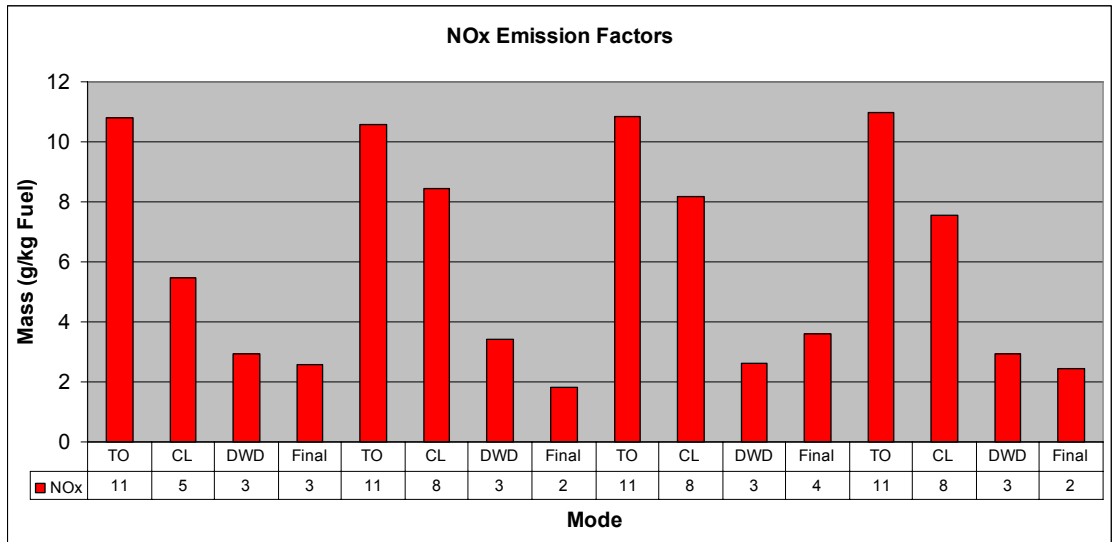


Figure 77: NO_x emission factors during four aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind), flown with second pilot (ECERT 62, HBKIA)

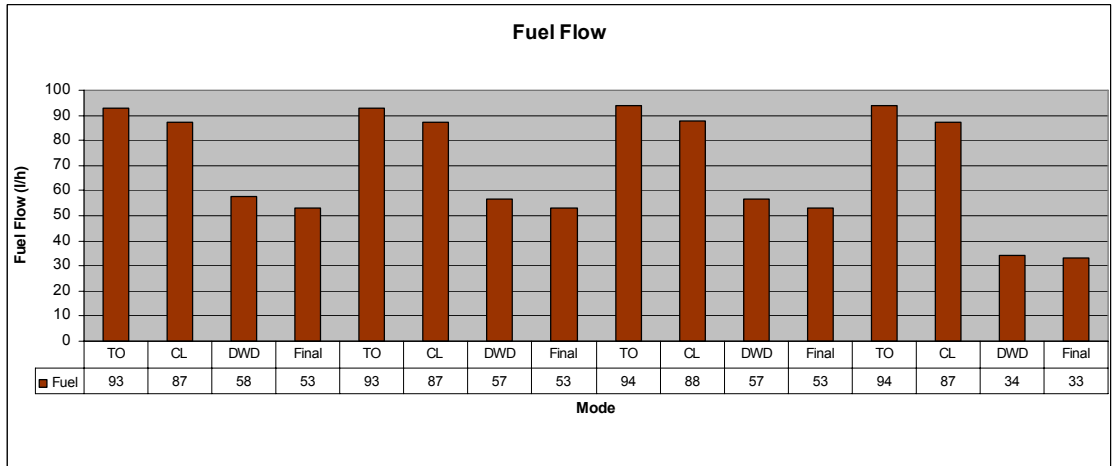


Figure 78: Fuel flow during four aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind), flown with second pilot (ECERT 62, HBKIA)

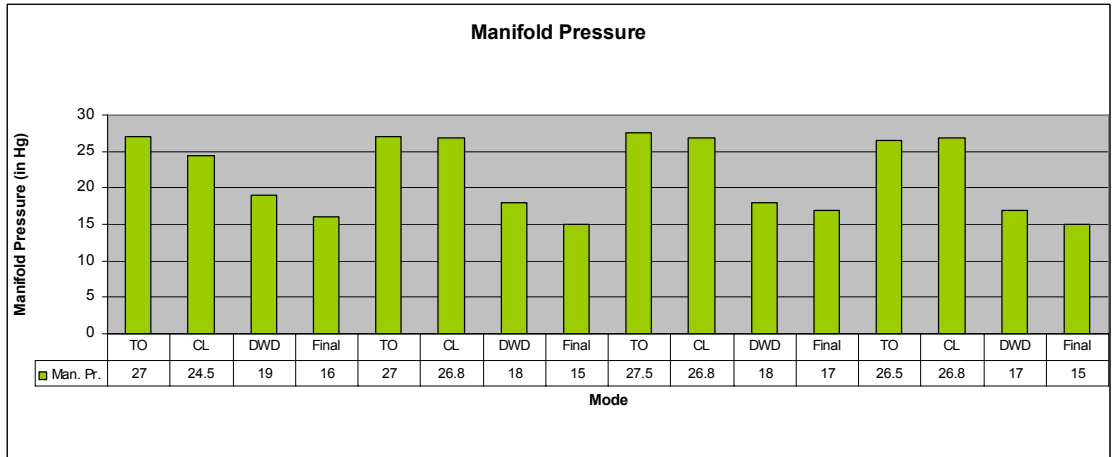


Figure 79: Manifold pressure during four aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind), flown with second pilot (ECERT 62, HBKIA)

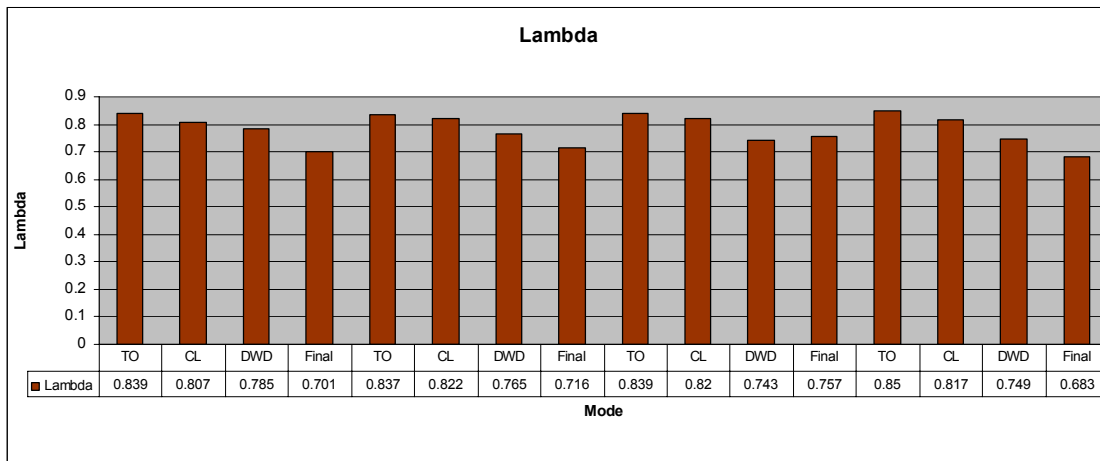


Figure 80: Lambda during four aerodrome circuits (TO = Take off roll, CL = Climb at v_y , DWD = downwind), flown with second pilot (ECERT 62, HBKIA)

5.b) Discussion

In contrast to the engines of HBEYS and HBKEZ, the engine of HBKIA is auto-leaned (see 5, Introduction). This can be seen in figures 74 and 80. Lambda values at take-off are around 0.83 to 0.85, significantly higher than the values of the previously measured engines at “full rich” mixture. A lambda value of 0.85 corresponds approximately to best power mixture. However, engine cylinder head temperatures reach easily its limits at this condition and therefore considerable care must be taken, not to exceed engine temperature limits during climb. At low power settings, the auto-lean feature does not seem to have an effect. The engine is running extremely rich again (lambda around 0.7), like the previously measured engines at “full rich” mixture adjustment.

The second pilot has been flying the circuits very regularly compared to the first pilot. This can be seen in the variation of the engine manifold pressure, lambda, fuel flow and emission factors.

Due to auto-lean at high power, CO emission factors are lowest and NO_x emission factors highest for high power setting (take-off and climb). Interestingly, HC emission factors are highest as well for high power settings. Normally HC correlates to CO and HC would have been expected to be lowest at high power settings.

5.c) Inventory: Total emissions of HBKIA in aerodrome circuits and comparison between two pilots

For this comparison of total emissions in the circuits, we used the same mean circuit times as in 3.g) and the data of 5.a). In order to obtain more general results, we used mean FOCA standard times instead of Grenchen circuit times for this comparison.

Table 4:

Mode	Times in Mode (s)
TAKE-OFF	20
CLIMB OUT	75
DOWNWIND	90
BASE	105
FINAL	20

Emission factors were taken from the previously discussed measurements, with mixture control in “full rich” position and the engine doing auto-lean, as discussed in 5.b). Because of very incomplete combustion (as described in section 3 of this Appendix), the mean emission factor for CO₂ is far below the theoretical 3.17 kg / kg fuel. For this calculation we assume again a conservative factor of 2 kg CO₂ / kg fuel and 1.2 kg H₂O / kg fuel. The lead content in AVGAS 100LL is considered 0.794 g / kg fuel, the fuel density 0.72 kg / liter.

Table 5: Total emissions for 1 circuit (emissionsinventar.volten.HBKIA_060921_rit)

HBKIA	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NO _x (g)	CO ₂ (kg)	H ₂ O (kg)	lead (g)
Pilot 1	4.10	3291	52	24	8.19	4.92	3.25
Pilot 2	3.88	3371	62	20	7.77	4.66	3.08

5.d) Discussion

During 1 circuit, HBKIA burns around 4 kg fuel and produces roughly 3 kg CO, 50 g HC and 20 g NO_x, 8 kg CO₂, 5 kg H₂O and 3 g lead.

From the existing measurement experience, FOCA assumes that significant differences in the results between pilot 1 and pilot 2 of more than 5% can be attributed to pilot operations. Table 5 shows that pilot 2 was flying more efficient. This can be explained by lower power settings, especially in the downwind leg (see figures 79 and 73). Part of this gain would be compensated by longer downwind time. The lower power setting results in slightly higher CO and HC emissions and lower NO_x emissions, as can be seen in table 5. CO₂, H₂O and lead emissions are directly proportional to fuel burn, hence are lower for pilot 2 operations.

Generally speaking, the differences between the two measurement sets and the influence of the pilot are not significantly high for this aircraft during circuit flying. This may be attributed mainly to the fact, that the engine of HBKIA is automatically leaned and hence produces similar combustion conditions in both cases. Remaining differences outside possible measurement statistical errors may be caused from different power settings in the downwind, base and final leg of the circuit.

5.e) Additional high altitude circuit flight testing at Samedan Airport (5600ft AMSL), Switzerland



As in 3.e) we wanted to investigate the emissions performance at a high altitude airport. The function of the auto-lean feature of the tested engine and the effect on emissions was of particular interest.

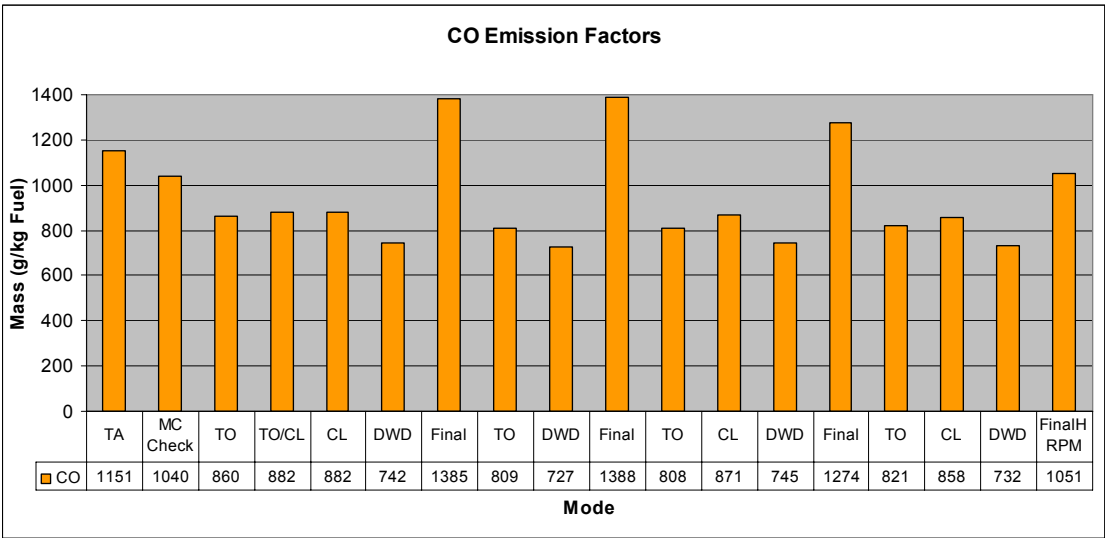


Figure 81: CO emission factors during four aerodrome circuits (TA = Taxi, MC = Magneto Check, TO = Take off roll, CL = Climb at vy⁷, DWD = downwind), flown at Samedan Airport (ECERT 59, HBKIA)

⁷ Vy = indicated airspeed for best rate of climb

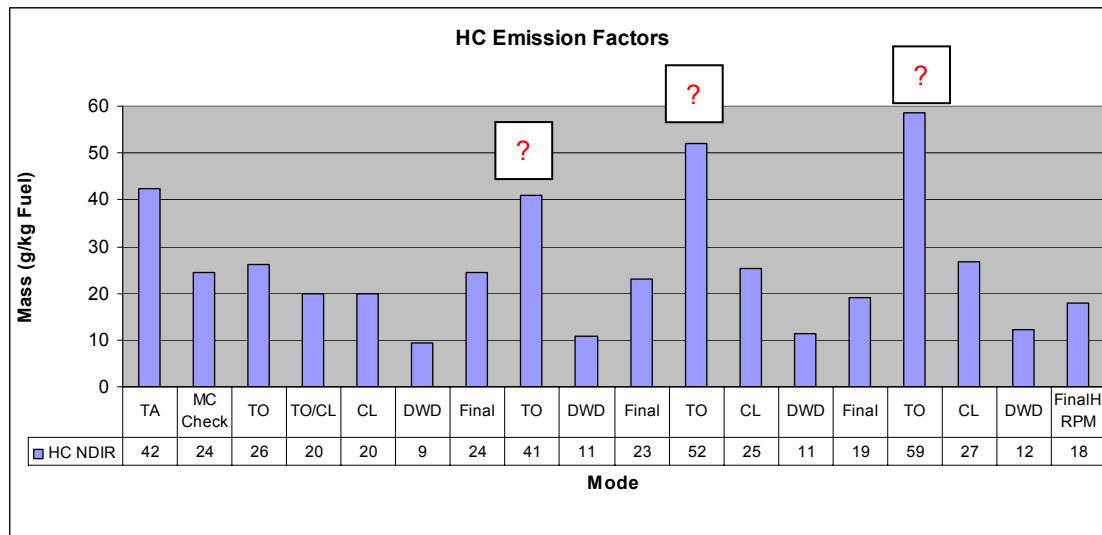


Figure 82: HC emission factors during four aerodrome circuits (TA = Taxi, MC = Magneto Check, TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind), flown at Samedan Airport (ECERT 59, HBKIA)

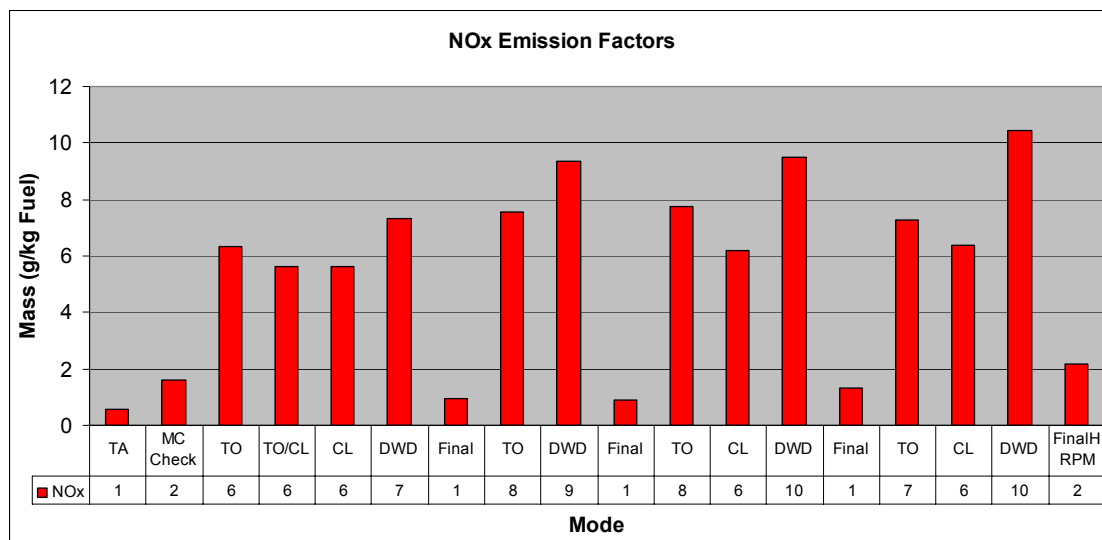


Figure 83: NO_x emission factors during four aerodrome circuits (TA = Taxi, MC = Magneto Check, TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind), flown at Samedan Airport (ECERT 59, HBKIA)

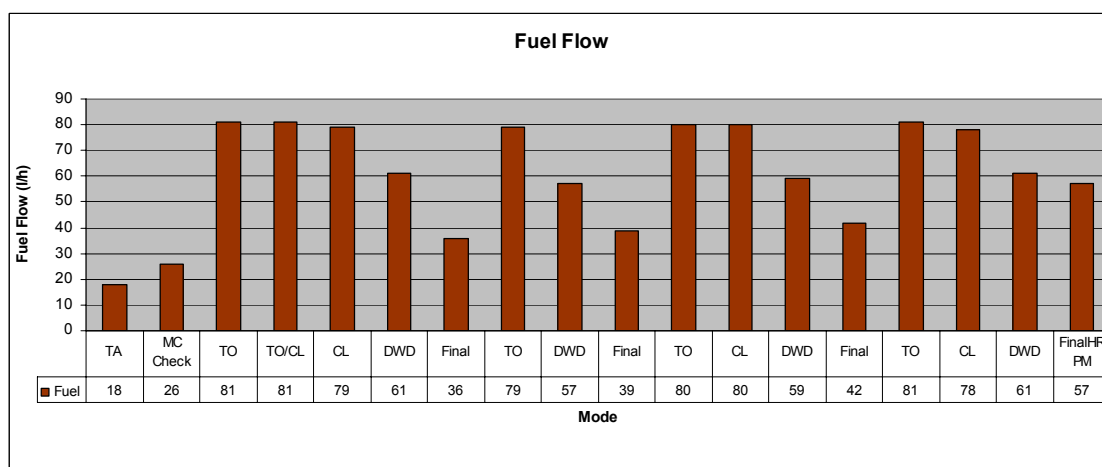


Figure 84: Fuel flow during four aerodrome circuits (TA = Taxi, MC = Magneto Check, TO = Take off roll, CL = Climb at vy, DWD = downwind), flown at Samedan Airport (ECERT 59, HBKIA)

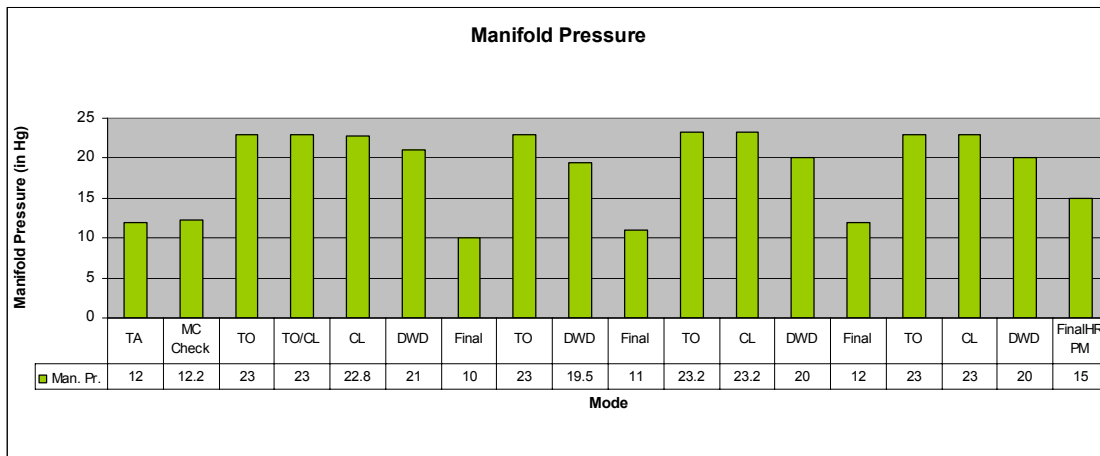


Figure 85: Manifold pressure during four aerodrome circuits (TA = Taxi, MC = Magneto Check, TO = Take off roll, CL = Climb at v_y , DWD = downwind), flown at Samedan Airport (ECERT 59, HBKIA)

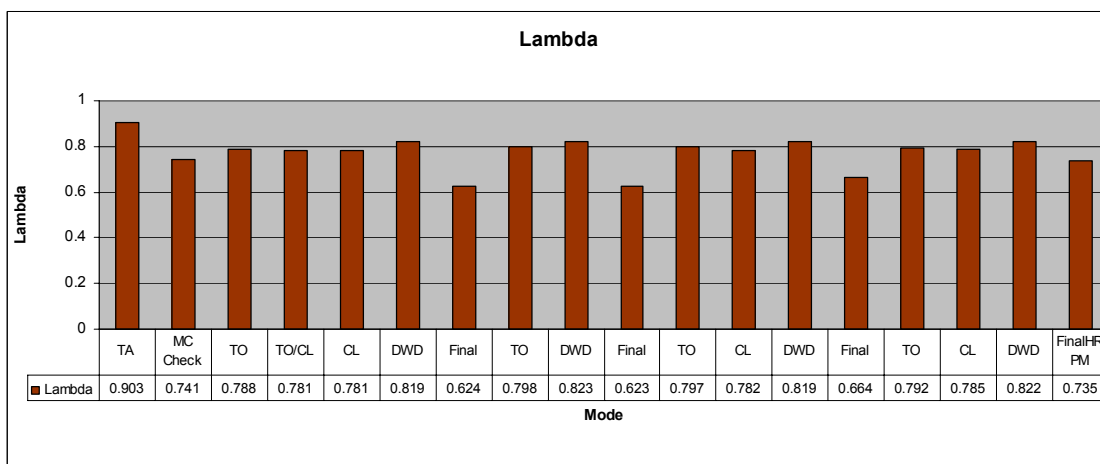


Figure 86: Lambda during four aerodrome circuits (TA = Taxi, MC = Magneto Check, TO = Take off roll, CL = Climb at v_y , DWD = downwind), flown at Samedan Airport (ECERT 59, HBKIA)

5.f) Discussion

The circuits at Samedan have been flown by the same pilot, as in ECERT 62 (circuits at Grenchen airport, see 5.a). Therefore the results of ECERT 62 are compared to that of ECERT 59 (circuits at Samedan airport). ECERT 59 data do not contain the base leg. In Samedan, the base leg consists basically of a 180° turn.

First of all, it can be seen from figures 79 and 85 that the four circuits flown in Samedan did not show a consistent repetitive power setting. There is no clear repetition of the power setting pattern as shown in figure 79. This can be explained by the fact that the wind conditions in the alpine valley were very variable, resulting in different power adjustments. Because of the high altitude (in fact the density altitude varied between 6800 and 7800ft in the circuits), maximum manifold pressure at take off was only at 23 In Hg⁸ (figure 85) and maximum engine power was approximately as low as normal cruise power.

From comparison between figures 80 and 86 it can be seen that the auto-lean mixture adjustment for take-off power was not as good as in the lower altitude measurement (5.a). The engine ran still very rich. In fact, it seems that the measured engine does not automatically fully compensate the air-fuel-mixture for the lower air density and additional manual leaning would have been necessary in this situation. The result can be seen with higher CO and HC values at high power settings compared to ECERT 62. Once again, HC values are highest for take-off. We were not able to find out, whether this was real and resulted from the particular engine condition with low manifold pressure in the air intake, richer conditions and the throttle fully open or resulted from a systematic error in the measurement. (figure 82).

⁸ In Hg = Inches mercury column, 23 In Hg = 779 hPa

5.g) Inventory: Comparison of total emissions of HBKIA in the low and high altitude aerodrome circuit

For this comparison of total emissions in the circuits, we used the same mean circuit times as in 3.g), 5.c) and the data of 5.e). In order to obtain more general results, we used mean FOCA standard times instead of Samedan circuit times for this comparison.

Table 6:

Mode	Times in Mode (s)
TAKE-OFF	20
CLIMB OUT	75
DOWNWIND	90
BASE	105
FINAL	20

Emission factors were taken from the previously discussed measurements, with mixture control in “full rich” position and the engine doing auto-lean, as discussed in 5.b) and 5.f). Because of very incomplete combustion (as described in section 3 of this Appendix), the mean emission factor for CO₂ is far below the theoretical 3.17 kg / kg fuel. For this calculation we assume again a conservative factor of 2 kg CO₂ / kg fuel and 1.2 kg H₂O / kg fuel. The lead content in AVGAS 100LL is considered 0.794 g / kg fuel, the fuel density 0.72 kg / liter.

The missing base leg data in ECERT 59 has been interpolated between “downwind” and “final”.

Table 7: Total circuit emissions (1 circuit), calculated with mean values from Grenchen and Samedan measurements and table 6.

	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
Samedan (ECERT 59)	3.81	3309	72	22	7.63	4.58	3.03
Grenchen (ECERT 62)	3.88	3371	62	20	7.77	4.66	3.08

5.h) Discussion

The result for high altitude circuits with HBKIA suggests similar total emissions, which are within measurement uncertainties. The higher emission factors of the richer running engine are partly compensated by a lower fuel burn during the high power segments of the circuit. For emission inventories with TCM IO-550 engine, the following values are suggested for 1 circuit (based on table 6 times):

Table 8: Suggested emission totals for 1 aerodrome circuit with TCM IO-550 B. (33-05-003 emissionsinventar.volten.HBKIA_060921_rit)

TCM IO-550 B	fuel (kg)	CO (g)	HC (g)	NOx (g)	CO2 (kg)	H2O (kg)	lead (g)
1 Aerodrome circuit	3.9	3300	60	22	7.8	4.6	3.1

5.i) Systematic measurements at full power settings between 3000 and 6000ft flight altitude

The following measurements, ECERT 58, 61 and 65 have been performed on three different days, with different meteorological conditions. Measurements for take-off, climb and approach have been separated into different sets of figures.



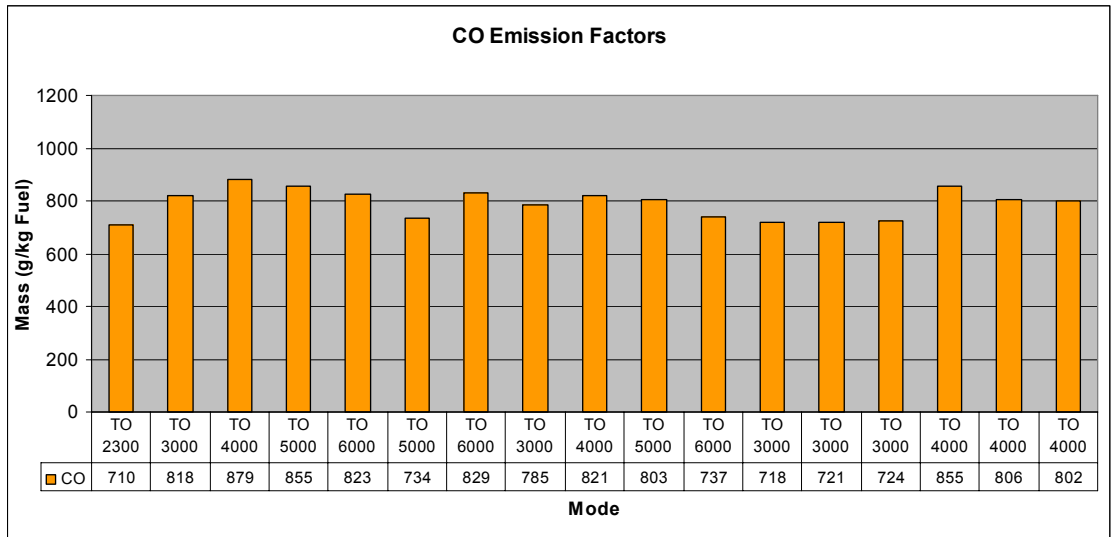


Figure 87: CO emission factors for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

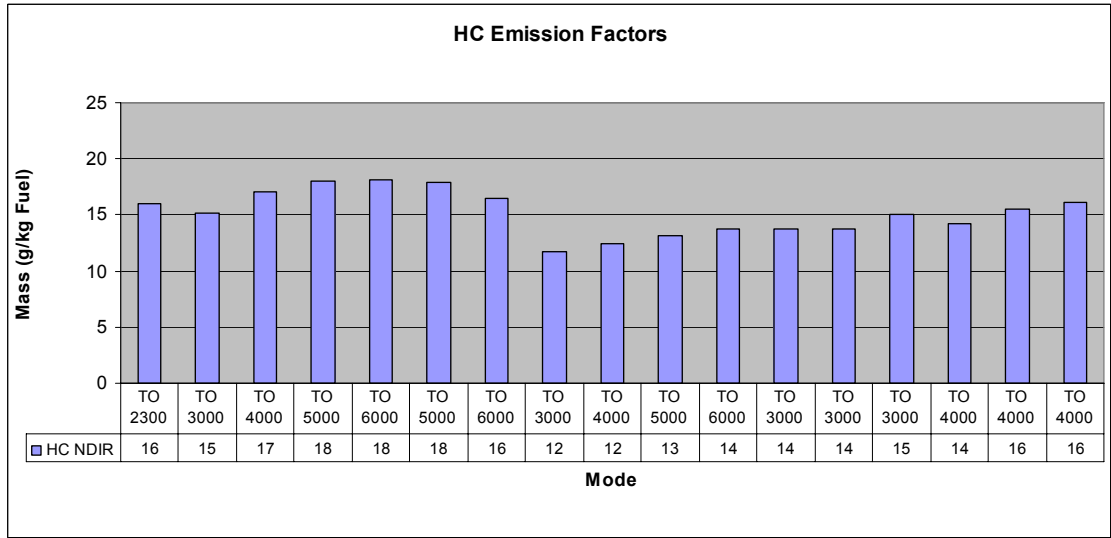


Figure 88: HC emission factors for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

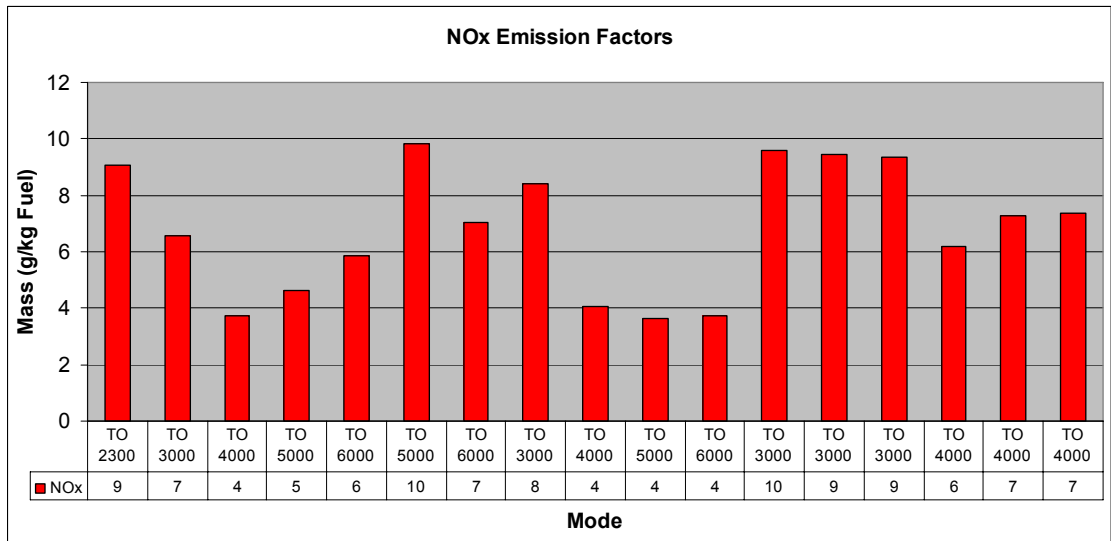


Figure 89: NO_x emission factors for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

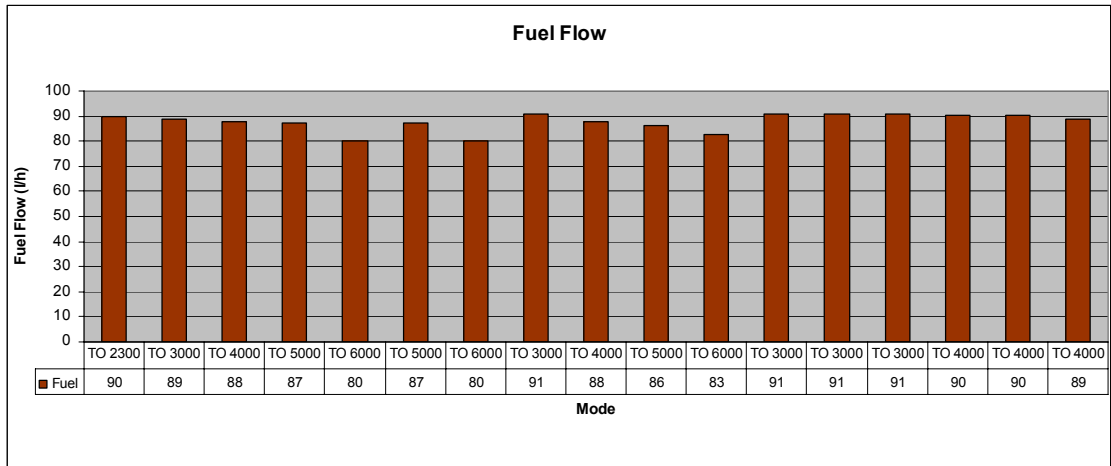


Figure 90: Fuel flow for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

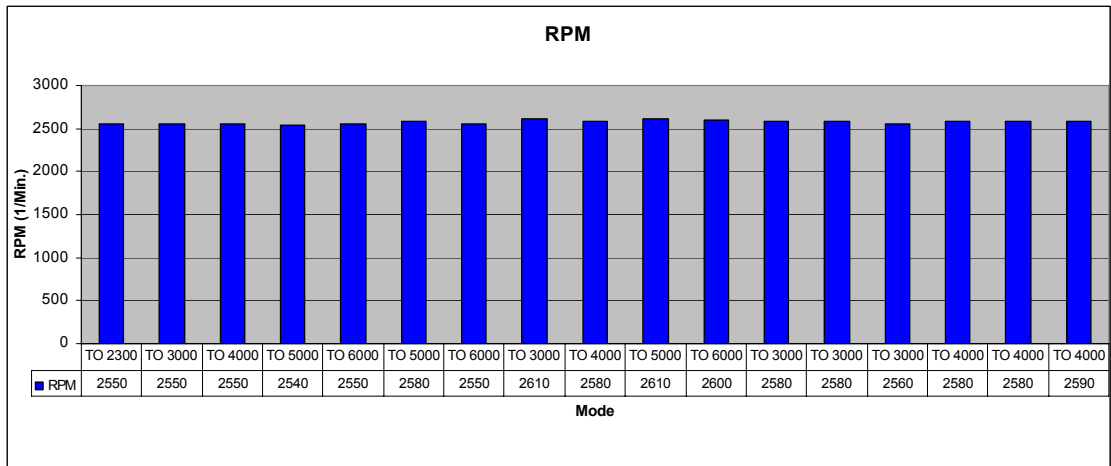


Figure 91: Engine revolutions per minute for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

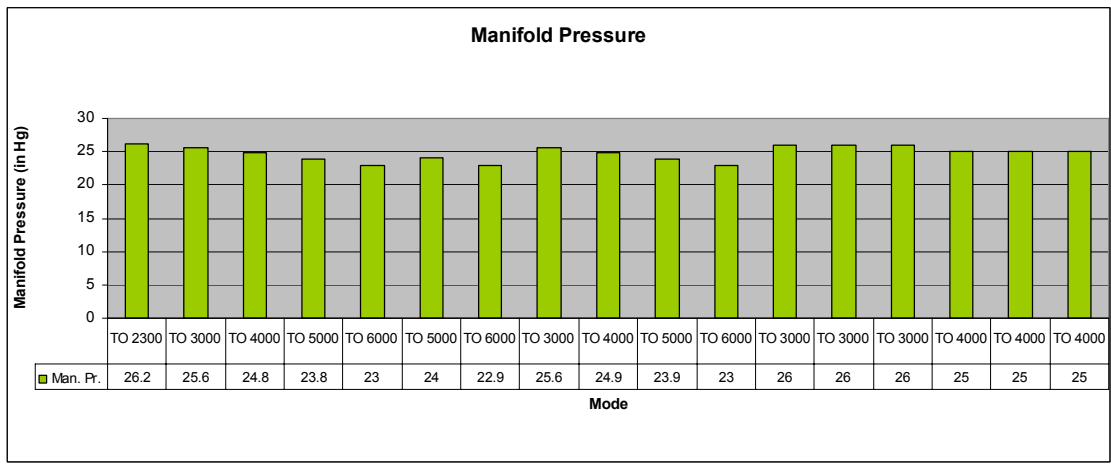


Figure 92: Manifold pressure for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT65).

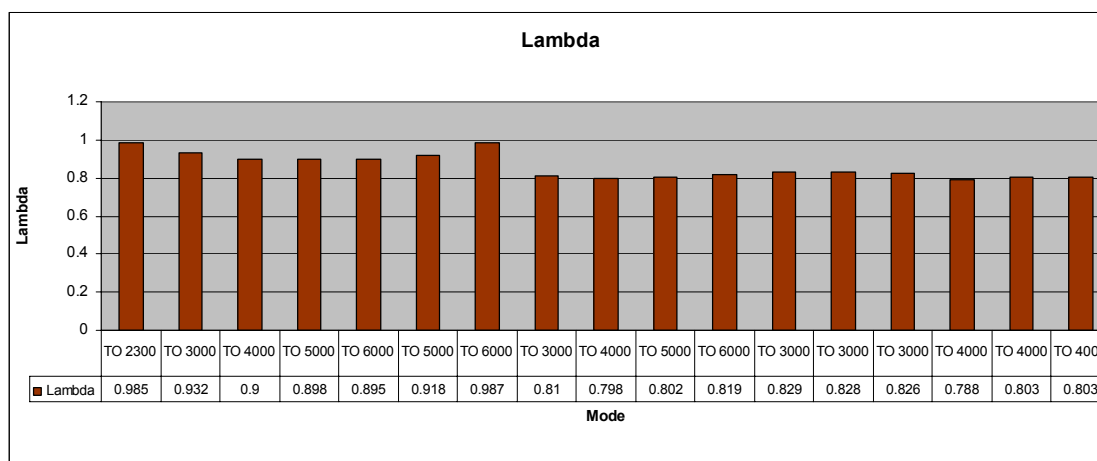


Figure 93: Lambda for full power climb, measured at different flight altitudes, e.g. TO 2300 means take-off measurement at 2300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT65).

5.j) Discussion

From figure 93 it can be seen that the engine was running significantly less rich in ECERT58 than in ECERT61 and 65. This could be attributed to a different general engine adjustment before and after regular maintenance. In ECERT65, after some pilot training and in calm air, power settings and aircraft attitude were more stable, resulting in less fluctuating values. All measurements were made with the mixture lever in “full rich” position. Auto lean works in function of density altitude, therefore the results are showing differences even at the same pressure altitude, because of different ambient air temperatures. The same is true for the following results (5.k and l), measured at climb and approach power settings.

5.k) Systematic measurements at climb power settings between 3000 and 6000ft flight altitude

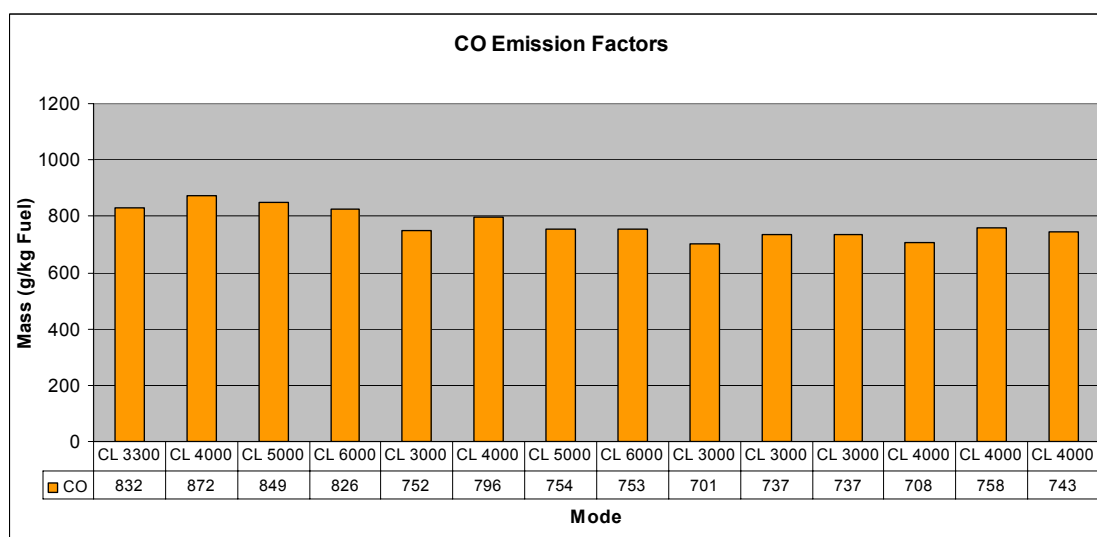


Figure 94: CO emission factors for AFM⁹ climb power, measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

⁹ AFM = Airplane Flight Manual

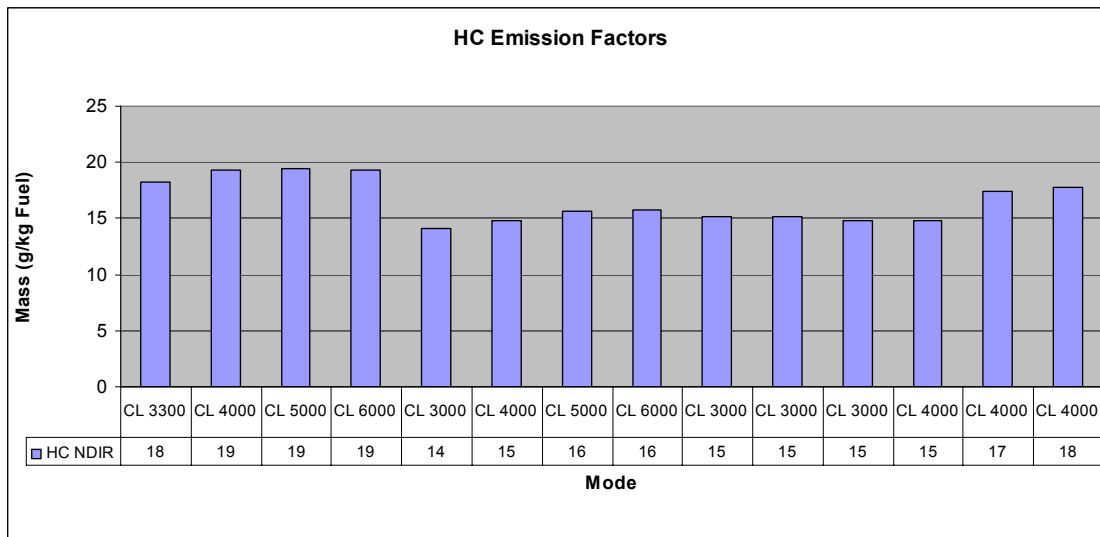


Figure 95: HC emission factors for AFM climb power, measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

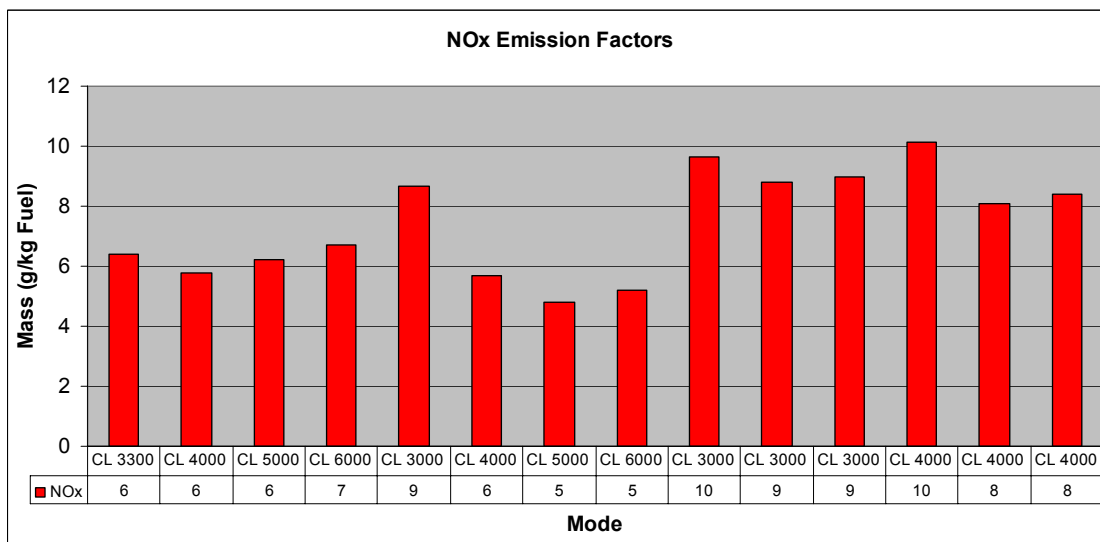


Figure 96: NO_x emission factors for AFM climb power, measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

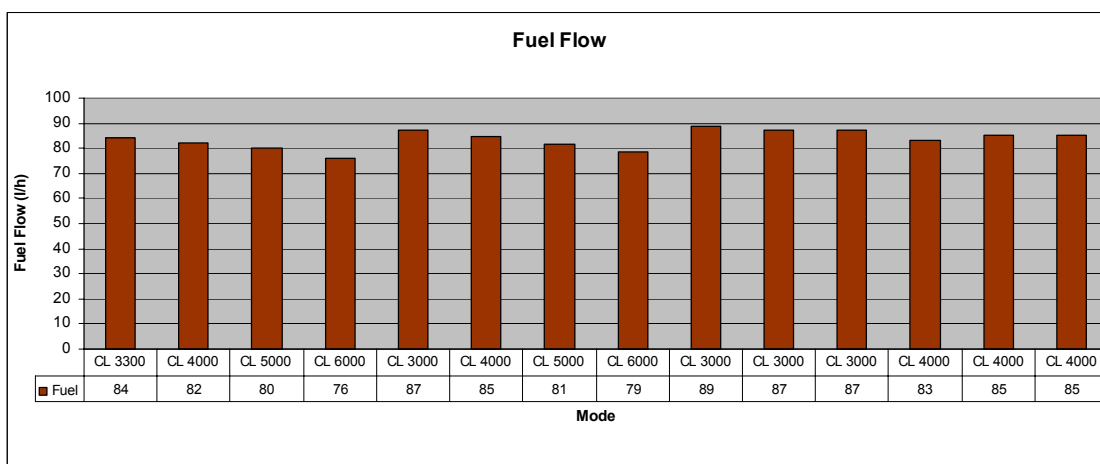


Figure 97: Fuel flow for AFM climb power, measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

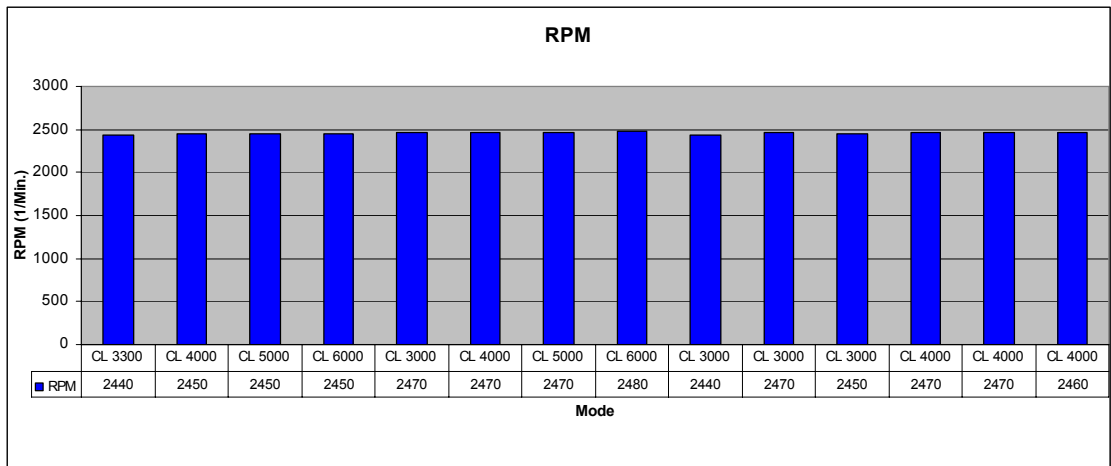


Figure 98: RPM for AFM climb power (Reference 2500 RPM), measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

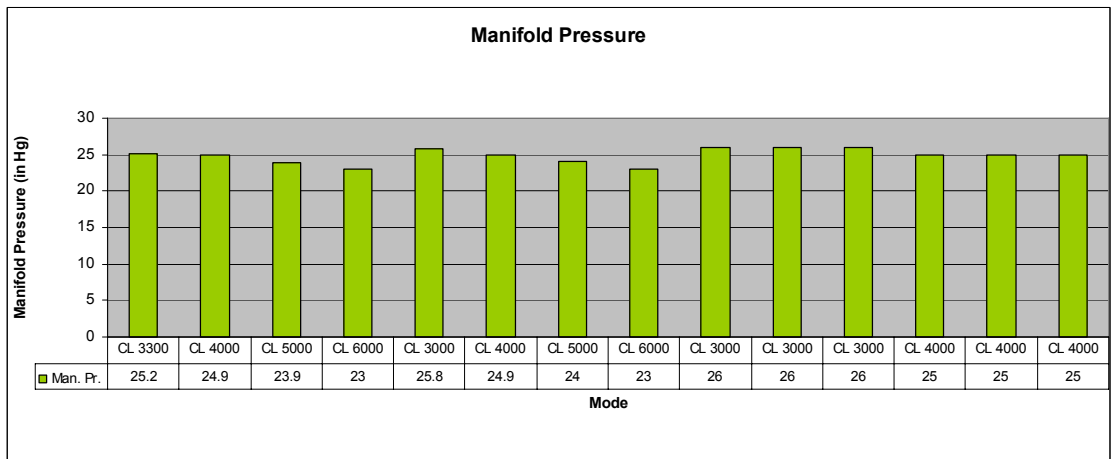


Figure 99: Manifold pressure for AFM climb power, measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

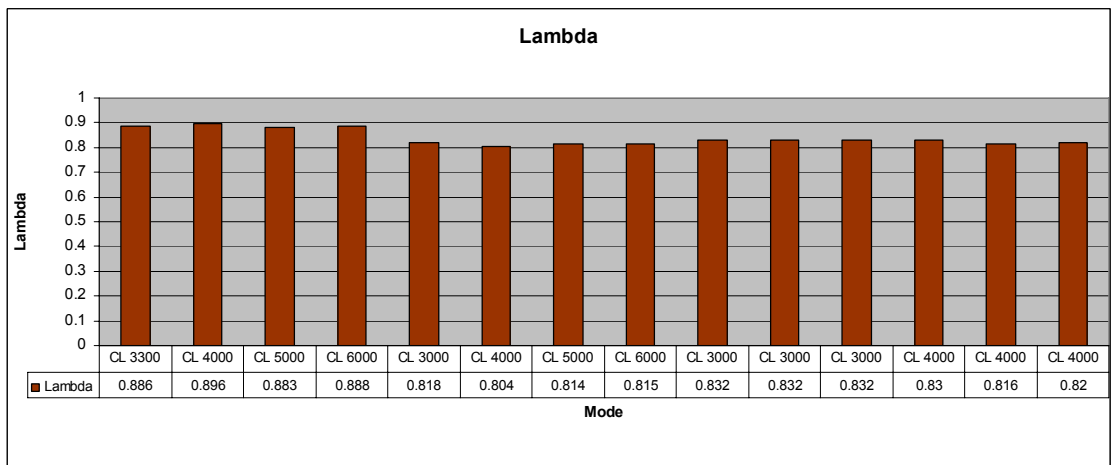


Figure 100: Lambda for AFM climb power, measured at different flight altitudes, e.g. CL 3300 means climb measurement at 3300ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

5.I) Systematic measurements at approach power settings between 3000 and 6000ft flight altitude

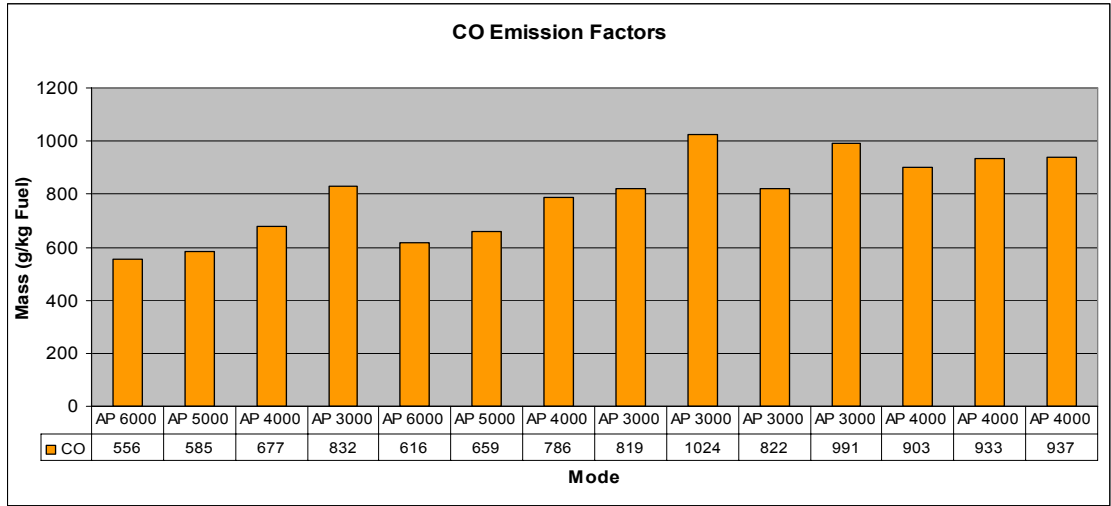


Figure 101: CO emission factors for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

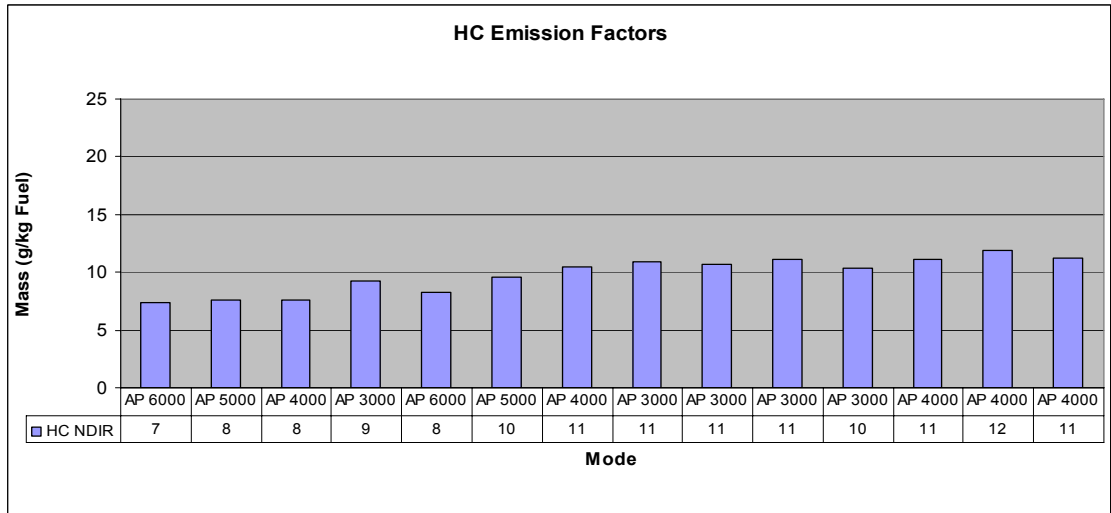


Figure 102: HC emission factors for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

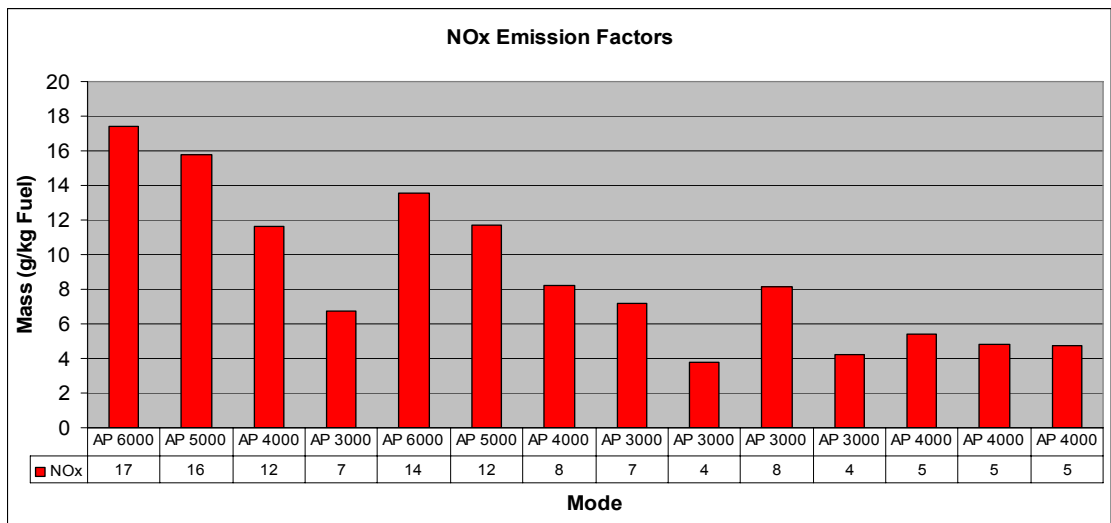


Figure 103: NO_x emission factors for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

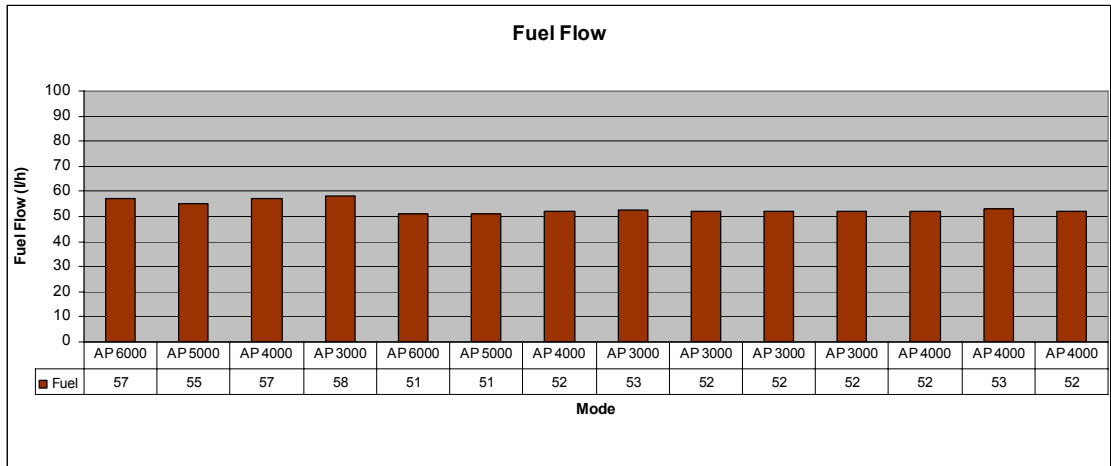


Figure 104: Fuel flow for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

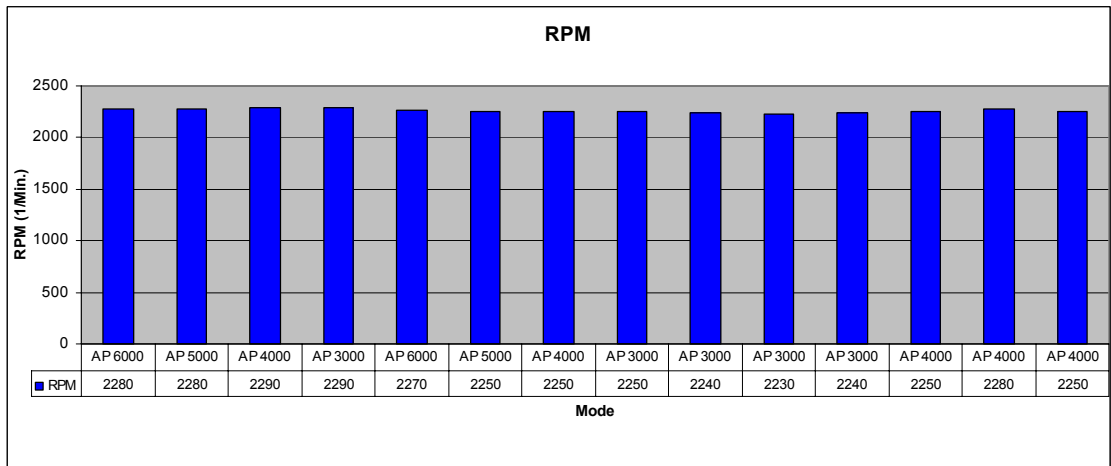


Figure 105: Engine RPM for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

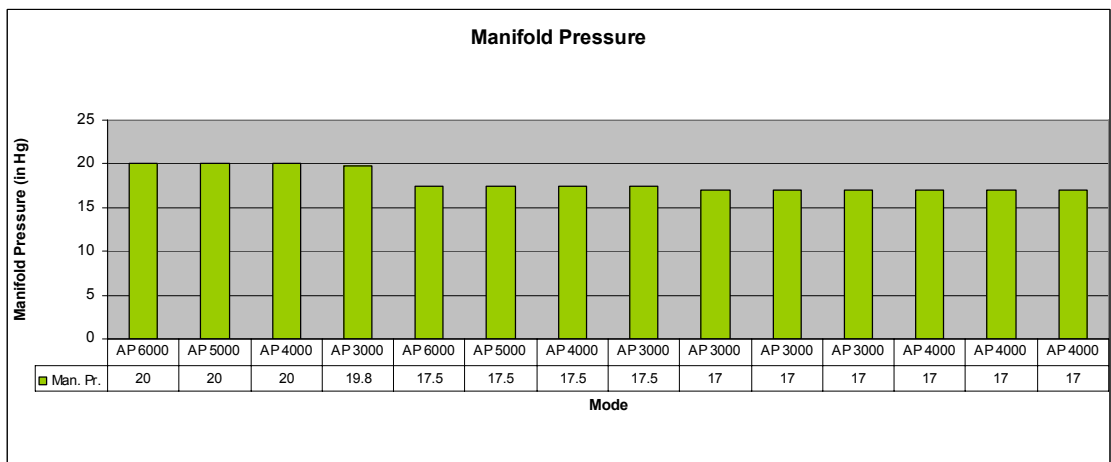


Figure 106: Manifold pressure settings for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65). In ECERT65, manifold pressure has been kept constant during descent.

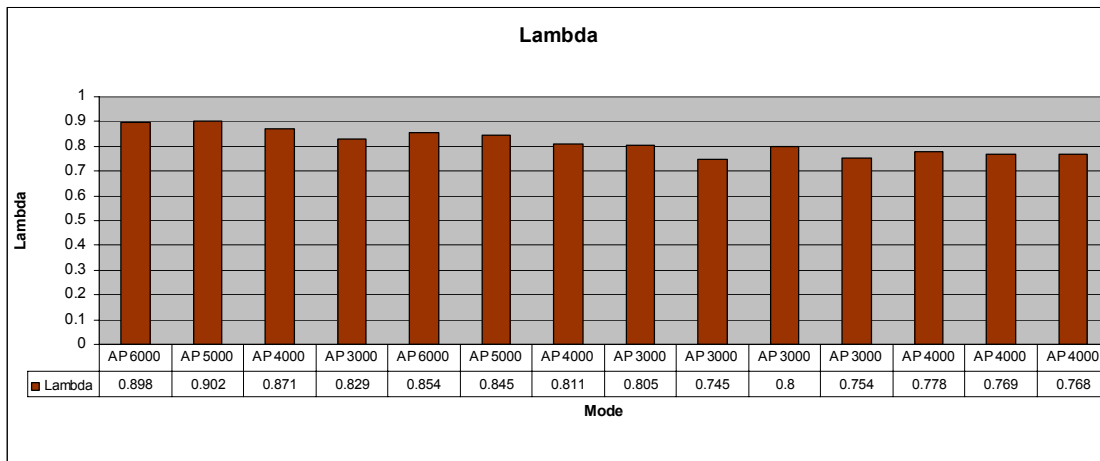


Figure 107: Lambda for approach power, measured at different flight altitudes, e.g. AP 6000 means approach measurement at 6000ft pressure altitude (From left to right: No 1 – 7 from ECERT58, No 8 – 11 from ECERT61 and No 12 – 17 from ECERT 65).

5.m) Standard flight profile emission measurement Bern - WIL¹⁰ - Bern, Switzerland

The following flight profile has been flown at two different days by two different pilots:

- Departure at LSZB (Bern)
- Outbound route E
- Continuous climb to 5500ft
- Level off at 5500ft and maintain
- Track WIL VOR
- Cruise power setting, first full rich (CR 5510), then three measurements (CR 5500) at mixture “25°F rich side of EGT¹¹ peak according to AFM¹², followed by “best power mixture, 125°F rich of EGT peak” (CR 5500 BP) and again two measurements at mixture “25°F rich side of EGT peak”. After that, one measurement (CR 5500) at mixture “25°F lean of EGT peak” according to AFM and the last cruise measurement at mixture “25°F rich side of EGT peak” as before.
- Descent and approach were at pilot’s discretion and the two pilots were told to always fly according to AFM.
- 180° turn at WIL VOR and return to LSZB (Bern)
- Approach and Landing at LSZB

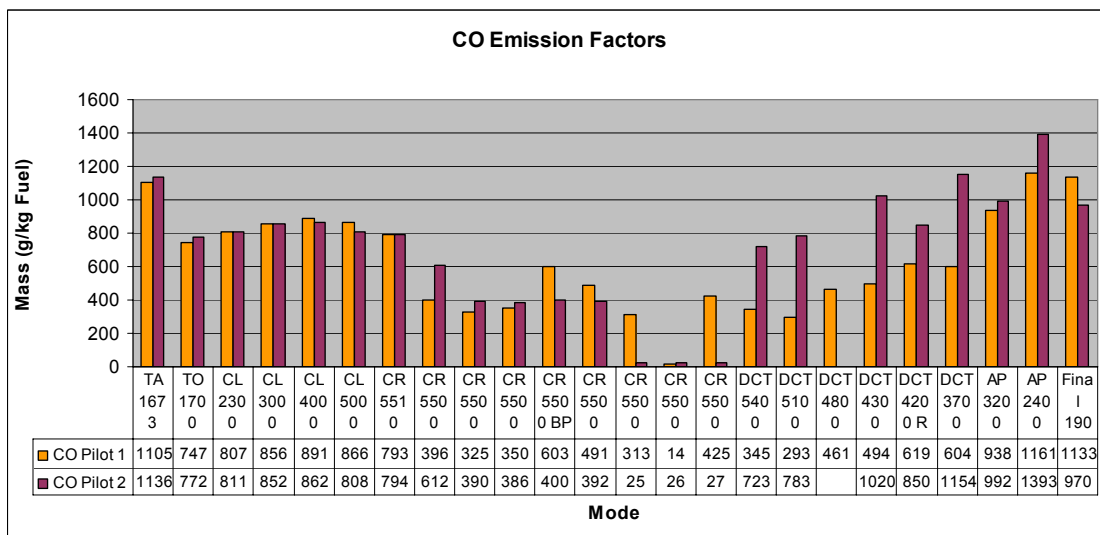


Figure 108: CO emission factors comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

¹⁰ WIL = Willisau VOR (Radio Navigation Facility)

¹¹ EGT = Exhaust Gas Temperature, at this aircraft, measured in the collector of the exhaust muffler on the right side of the engine (= exhaust gas temperature mixture of three cylinders out of six).

¹² AFM = Airplane Flight Manual

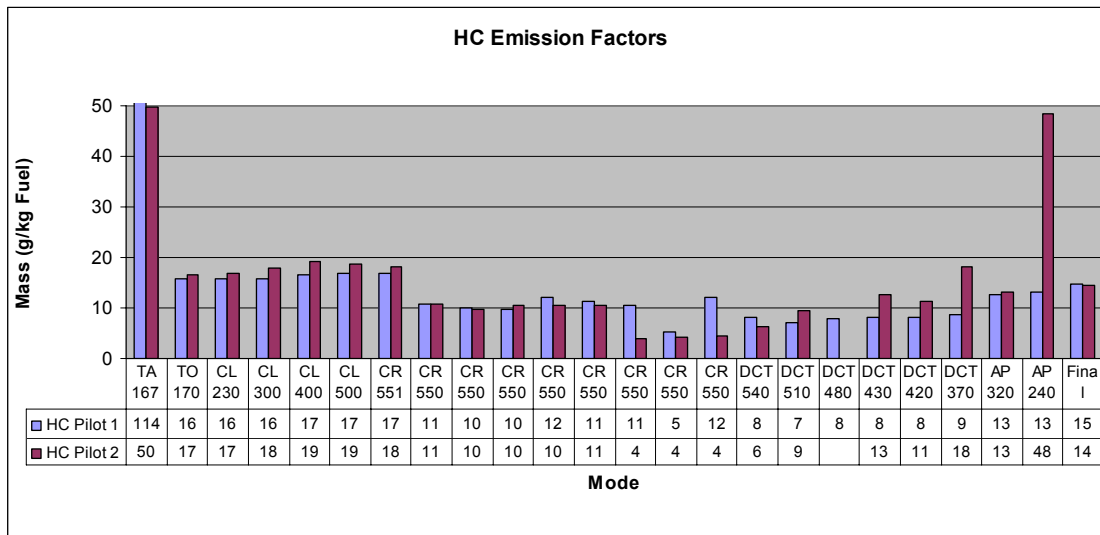


Figure 109: HC emission factors comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

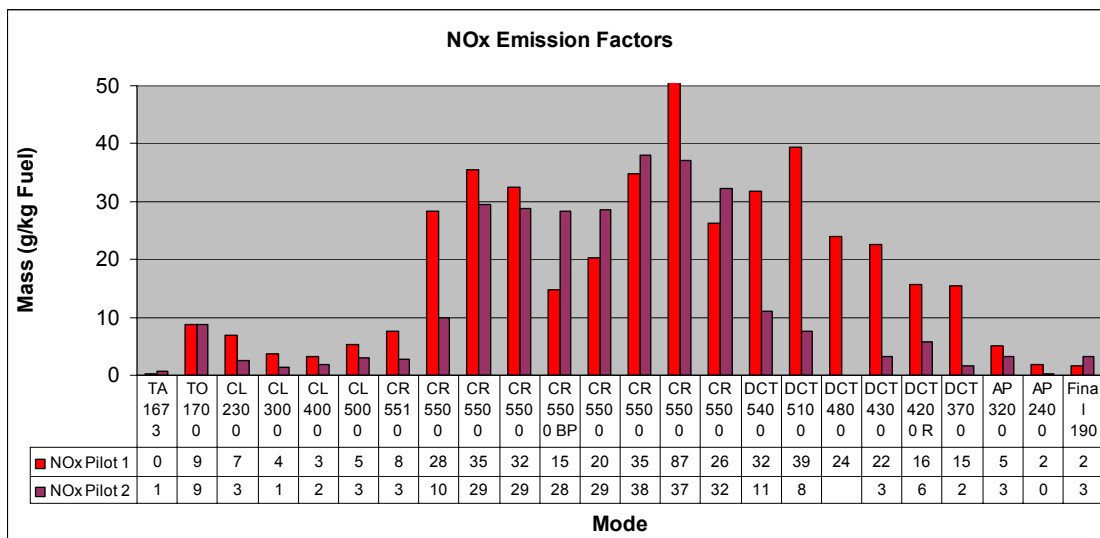


Figure 110: NO_x emission factors comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

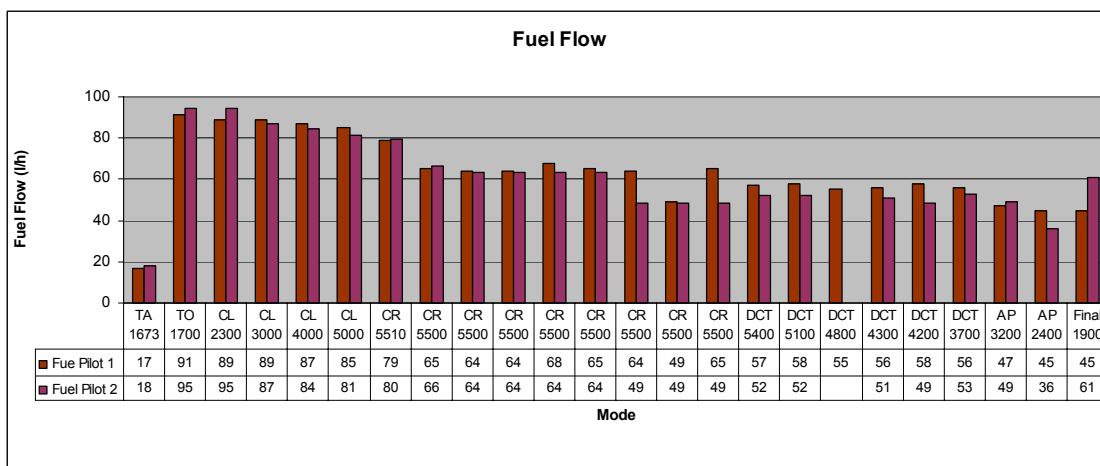


Figure 111: Fuel flow comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

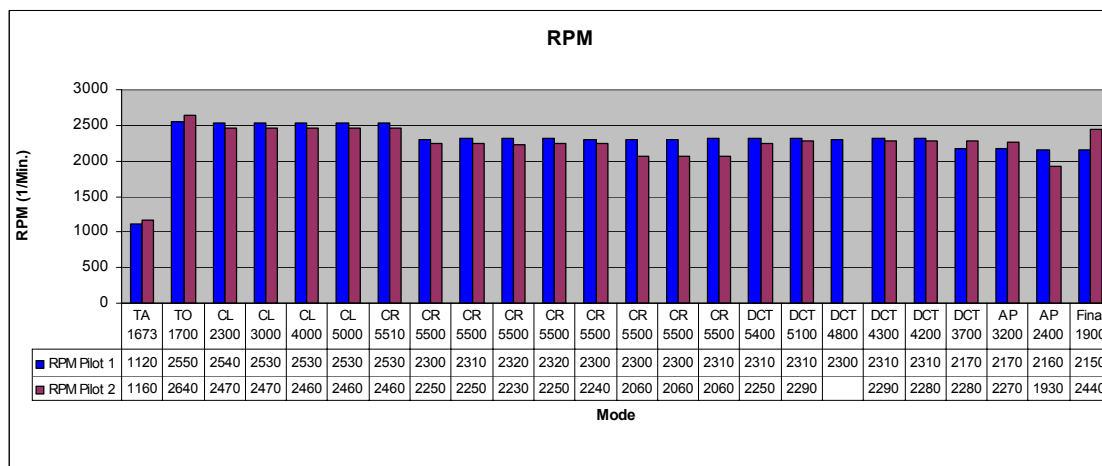


Figure 112: Engine RPM comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

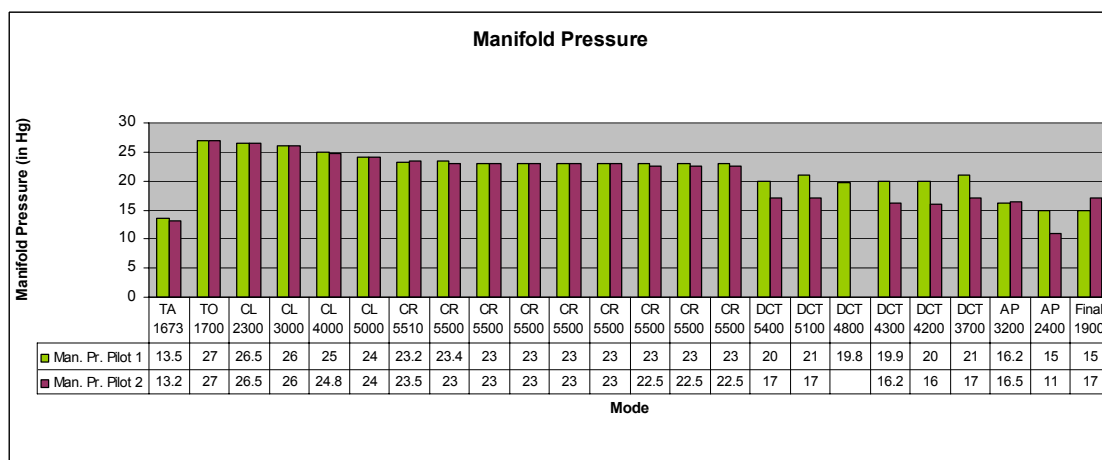


Figure 113: Manifold pressure comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

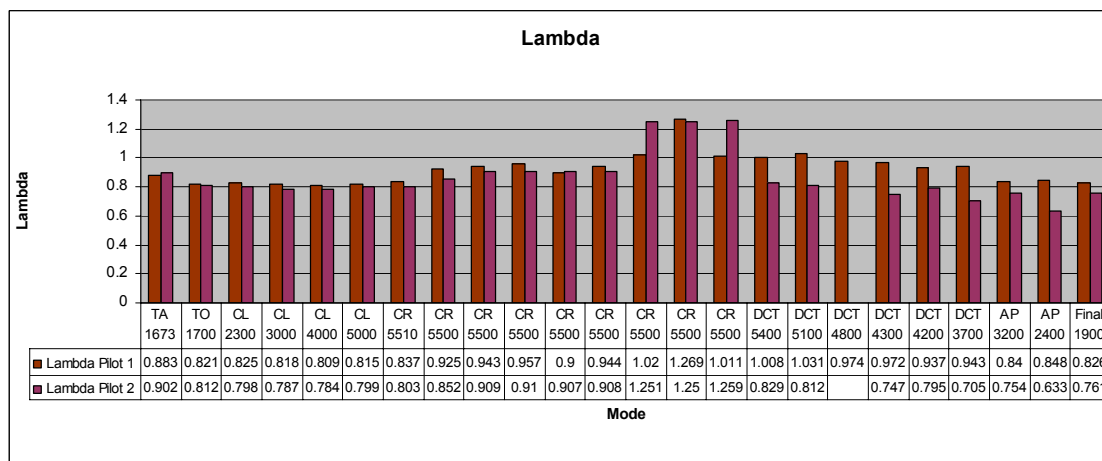


Figure 114: Lambda comparison for both flights. TA = taxi, TO = take-off roll, CL = climb, CR = cruise, DCT = descent, AP = approach. The number below the flight mode indicates flight pressure altitude, e.g. DCT 5100 = measurement during descent at 5100ft. (ECERT 57 and 64)

5.n) Discussion

Taxi, Take-off, Climb

During taxi, take-off and climb, there are no significant differences between the results of ECERT57 (pilot 1) and 64 (pilot 2). Both pilots operate the aircraft in a similar way with a power reduction to 25

inHG manifold pressure in the climb phase. Manual mixture control is set to “full rich” and the engine is doing automatic lean, producing similar emission factors in both flights. This is also true for the first cruise power setting with mixture “full rich”.

Cruise

The task for the two pilots, to adjust the mixture to “25°F rich of EGT peak”, best power “125°F rich of EGT peak” and economy power “25°F lean of EGT peak” (which is an allowed operating condition for this type of engine), was definitely leading to different results. Most sensitive to differences in mixture are NO_x emission factors (figure 110) and CO emission factors (figure 108). It can also be seen, that the mixture settings of pilot 2 are more constant than those of pilot 1. At “lean of EGT peak” mixture, pilot 2 was able to adjust the engine repeatedly to smooth running lean conditions (lambda around 1.2) with CO and HC emissions falling drastically (figure 108 / 109 middle) and without increasing NO_x emissions (figure 110) too much. [It must also be noted that engine cylinder head temperatures were falling from around 150°C to 140°C during that operating condition and airspeed was reduced by a few knots due to power loss]. From previous results and the results of the cruise phase measured during these flights, it can be concluded:

From point of view of emissions, the “lean of EGT peak” setting is preferred, producing lowest possible emissions. All emission factors and the fuel flow are lower than with “rich of EGT peak” setting. This is especially true for NO_x, because these emissions are highest with the “rich of EGT peak” setting, mainly because of the highest combustion temperatures. Very strict “lean of EGT peak” conditions lead to **lower** cylinder head temperatures.

However, from point of view of operations, the “lean of EGT peak” setting has a lot of limitations:

- The rather simple engine technology of the measured type (air cooled, fuel injection system, not taking individual cylinder operating condition into account) leads to uneven mixture distribution and cylinder filling in the six cylinders (uneven “charging weight”), causing all six cylinders to be in six different operating conditions at a certain mixture setting. There is the risk of one or more cylinders being at higher operating conditions which can cause vibrations, additional wear and valve damage.
- Safety margins for engine operations are more limited, because one or more cylinders may go into the self detonation or flame out condition, if the pilot does not observe the engine carefully or if the pilot forgets to enrich the mixture for descent. At “rich conditions”, the margins for safe operations are much higher.
- Pilots need to be well trained as “lean conditions” require even more attentive engine observation which can distract from the primary air work.

For the emission inventory application, it can be concluded that it is probably more representative to take “rich of EGT peak” conditions as the reference for the cruise phase, because in most cases, such engines will be operated at “rich” conditions. As could be seen in the in-flight tests with HBKEZ and HBEYS, “rich of EGT peak” conditions typically lead to a lambda of around 0.93 to 0.95 which can be a basis value for engine on ground measurements at cruise power setting. This value for “rich of EGT peak” condition has been confirmed with the HBKIA flights.

Descent and Approach

Within the limits of the AFM, pilots were free to choose the “top of descent” point and the power settings for descent and approach. Figure 113 shows that pilot 2 was choosing less power during descent. [Pilot 1 started the descent early, with a small rate of descent and higher power.] The effect of lower power setting in the case of pilot 2 can be seen in lower instantaneous fuel consumption (figure 111) and lower NO_x emission factors but significantly higher CO and HC emission factors. The effect on total emissions will be discussed in the next section 5.o/p). In the first part of the approach, both pilots used similar power settings (around 17 InHg manifold pressure and similar selected propeller RPM. In the second part of the approach, pilot 2 reduced engine power further but later had to increase power during final above the pilot 1 power setting.

For the emission inventory application, it can be seen that the descent and approach phase are very dependent on pilots operational choice (whether forced by the environment, weather etc or not) and therefore, sort of mean power settings have to be derived for standardized ground measurements. From the sum of the in-flight tests with HBEYS, HBKEZ and HBKIA it can be concluded, that a preferred power setting for this phase of flight seems to be around 18 InHg with a fuel flow of 40 to 45% of the maximum take-off power fuel flow. These values are taken as the basic values for engine ground measurements at approach power setting.

5.o) Inventory: Total emissions of HBKIA in a flight, defined in 5.m)

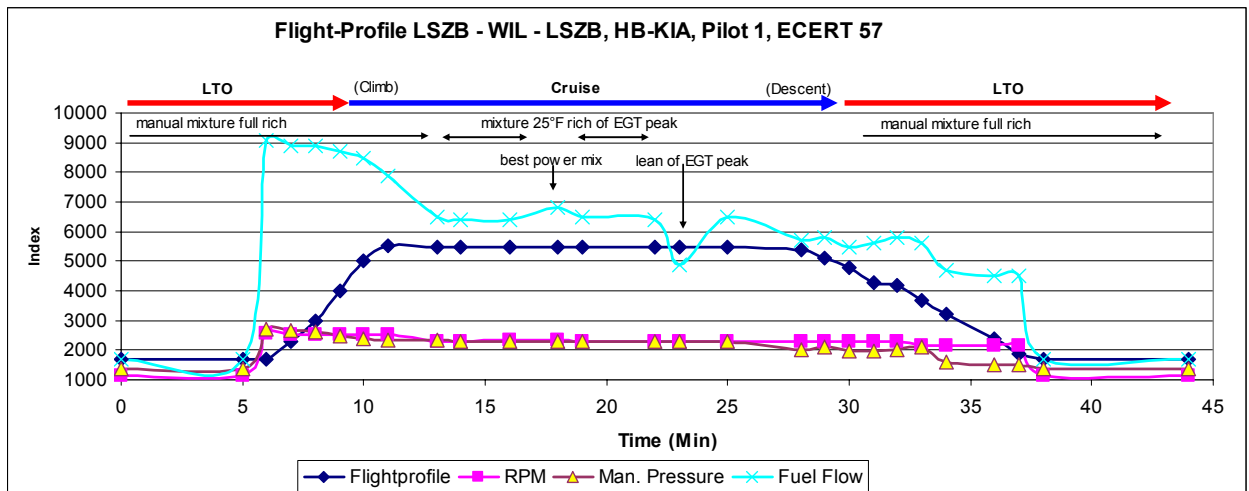


Figure 115: ECERT 57 (Defined Flight from Bern to Wilisau VOR and back to Bern, flown by pilot 1). The altitude profile is plotted in dark blue. Engine RPM, manifold pressure and fuel flow have been added to the same figure. The theoretical LTO and cruise phase boundaries are shown with red and blue darts on top of the figure. 5 Minutes after engine start up, the sharp rise in fuel flow indicates the beginning of the take off roll. After lift-off, manifold pressure is slightly reduced and the fuel flow slightly decreases (at around 6 minutes on the time axis). During level flight at cruise, the pilot was given different tasks for air/fuel mixture settings. Please note, that all variations of fuel flow (the light blue curve) during cruise level, are caused by different choice of engine operating air/fuel mixture conditions at constant RPM and constant manifold pressure (see 5.m)! At around 15 minutes on the time axis, the engine is run at slightly rich air/fuel mixture. At about 18 minutes the mixture is further enriched for best power, followed by the previous setting. At about 23 minutes, the air/fuel mixture is set to lean conditions, which is shown by a significant reduction of fuel flow. During descent and the first part of the approach, the fuel flow does not significantly fall below cruise fuel flow. This is due to the standard mixture enrichment for approach, causing the engine to run less efficiently. Because of the auto lean capabilities of the tested engine, the effect is not as pronounced as it was with HBKEZ (see figure 61).

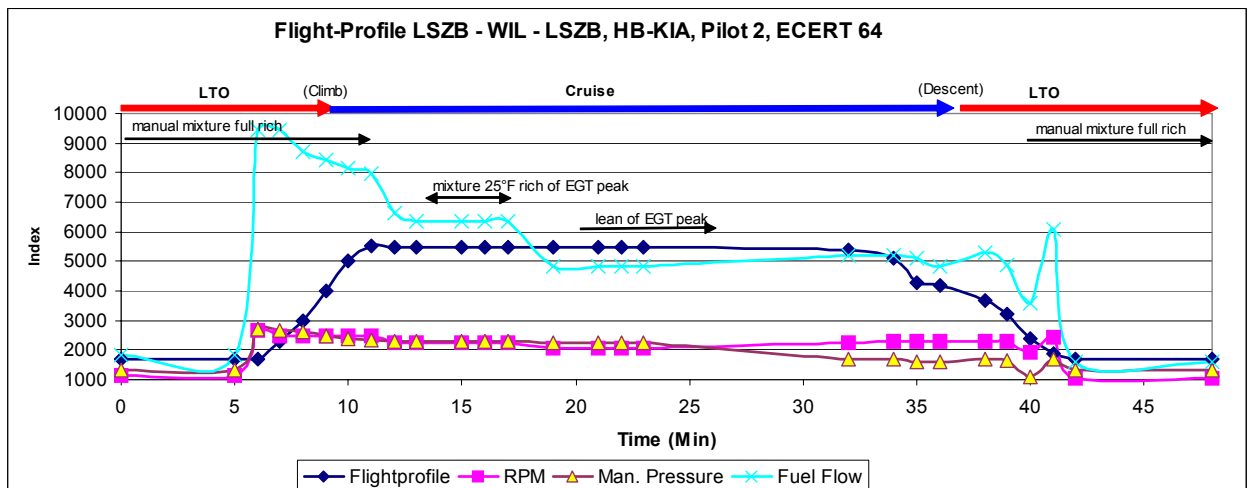


Figure 116: ECERT 64 (Defined Flight from Bern to Wilisau VOR and back to Bern, as above, flown by pilot 2). In contrast to pilot 1, pilot 2 was achieving only two different manual mixture settings during cruise: 25°F rich of peak EGT and lean of peak EGT. There is a long lean of EGT peak phase, showing significantly lower fuel consumption. The power setting during cruise and the first part of descent is slightly lower than that chosen by pilot 1. During cruise, the aircraft was flying slower than that of pilot 1, resulting in a longer flight time. The descent starts later and with higher descent rate than that chosen by pilot 1. Pilot 2 was performing rather big power corrections during landing.

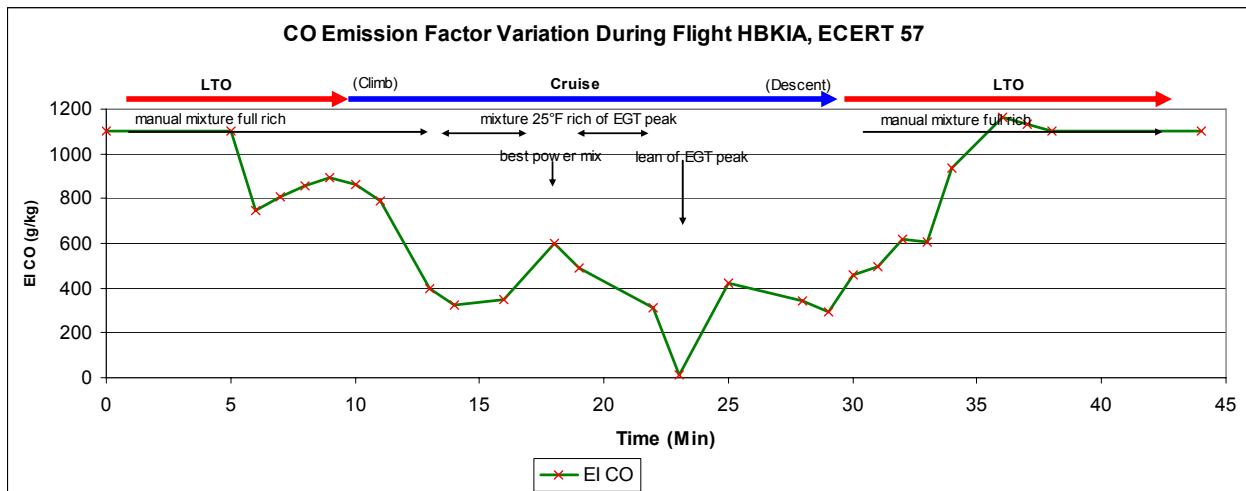


Figure 117: Variation of CO emission factor during flight. LTO and cruise phase are indicated in red and blue darts, mixture settings in black darts. (ECERT 57)

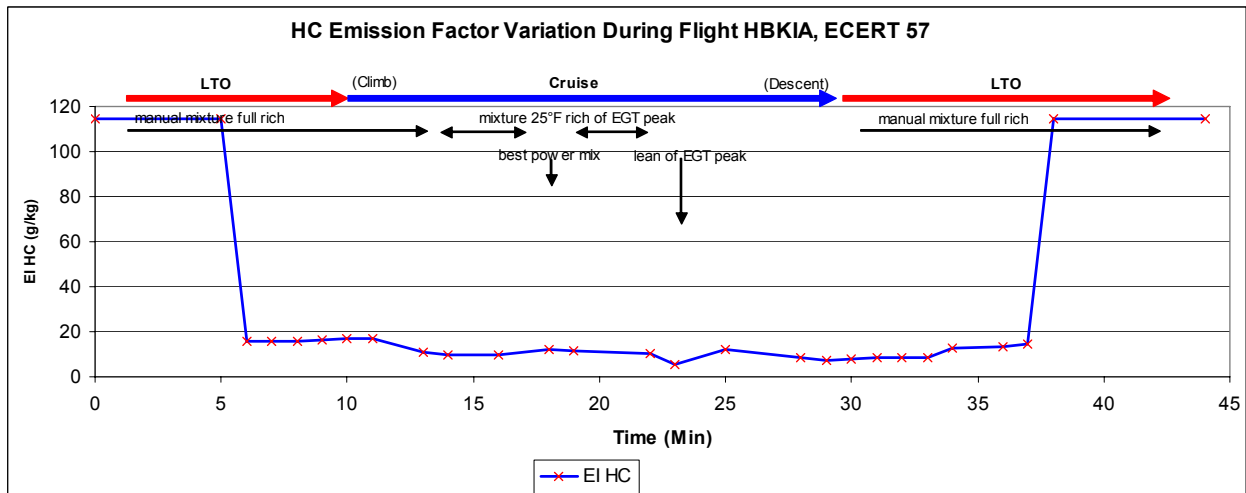


Figure 118: Variation of HC emission factor during flight. LTO and cruise phase are indicated in red and blue darts, mixture settings in black darts. (ECERT 57)

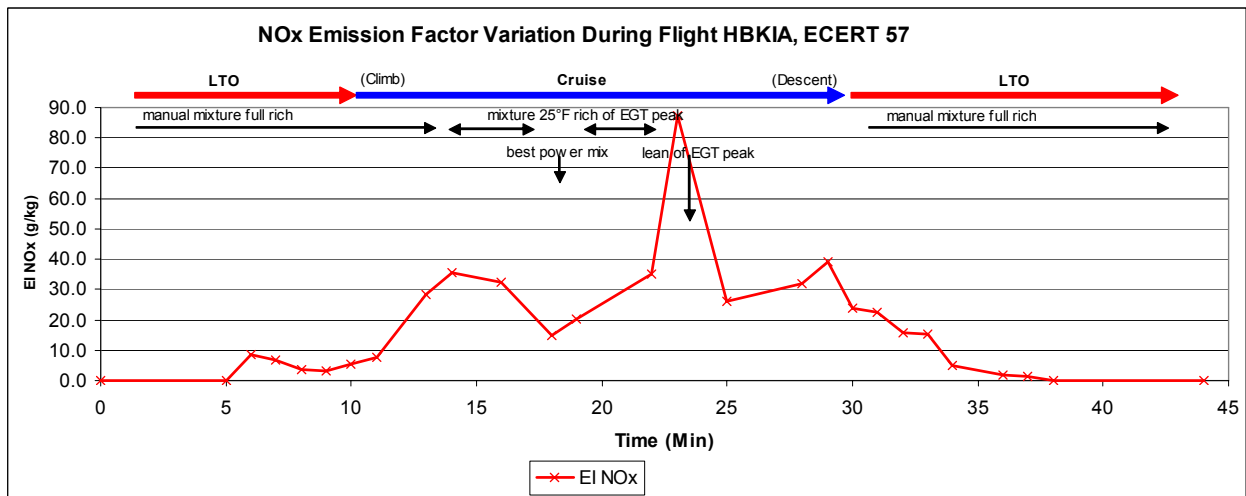


Figure 119: Variation of NO_x emission factor during flight. LTO and cruise phase are indicated in red and blue darts, mixture settings in black darts. During cruise, at a mixture setting 25°F rich of peak EGT, the EI NO_x is around 35 g/kg fuel. Please note, that at lean of EGT peak operation, the EI NO_x would decrease below rich of EGT peak value. During this flight, this does not occur: The EGT aircraft instrumentation in HBKIA does not give individual cylinder EGT. This measurement reveals that although the mean indicated EGT value has dropped with this mixture setting, at least one of the six cylinders must have been running very hot, at peak EGT, thus producing a very high EI NO_x! (ECERT 57)

For comparison of the two flights and to calculate cumulative emissions, the cruise phase values have to be generalized. The most common mixture setting with this engine is 25°F rich of peak EGT, so for both flights, the measured values for this setting have been taken for the entire level flight at cruise:

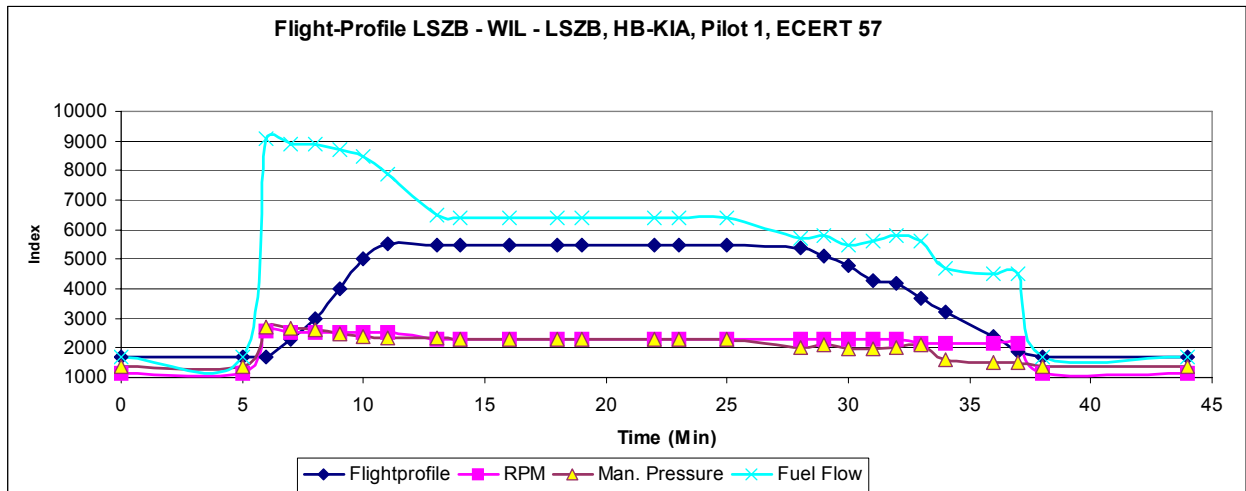


Figure 120: Pilot 1 Flight Profile, used for emission inventory. (ECERT57)

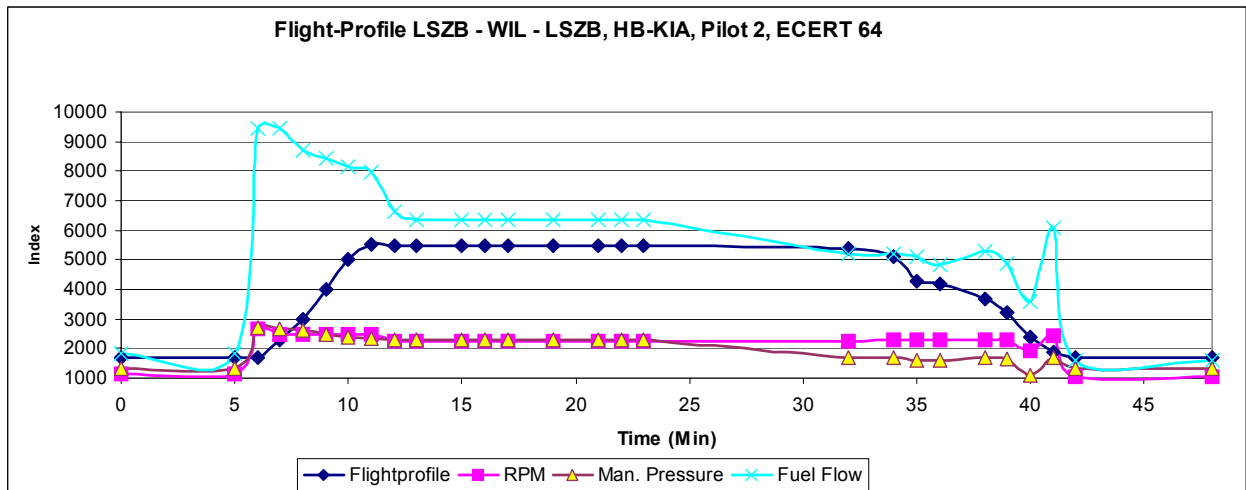


Figure 121: Pilot 2 flight profile, used for emission inventory. (ECERT 64)

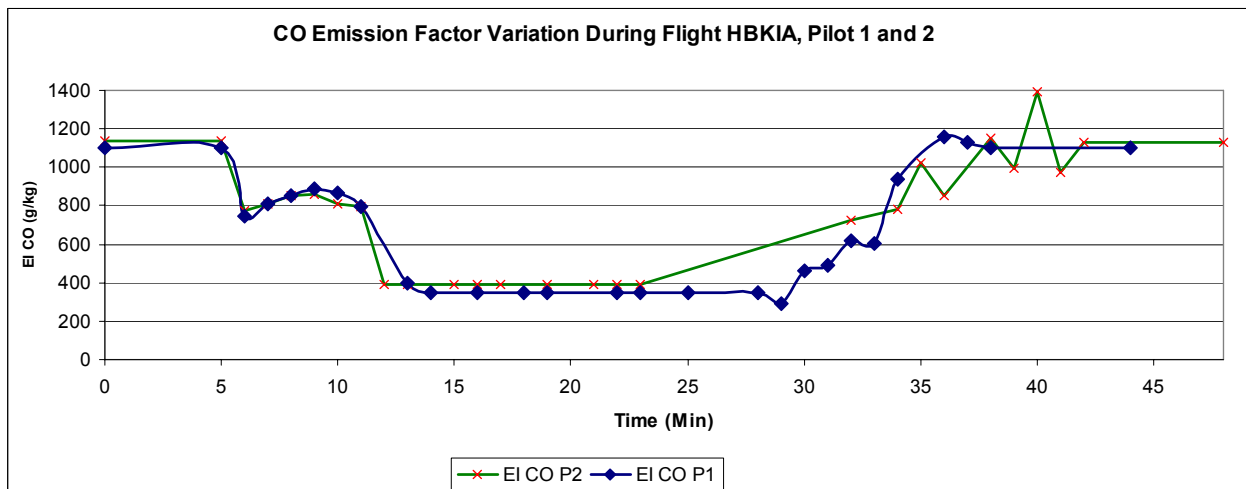


Figure 122: Comparison of CO emission factor variation during flights with pilot 1 and 2. Please note, that the increase of EI CO P2 (pilot 2) between 23 and 32 minutes after off-block is artificial, because of missing data points.

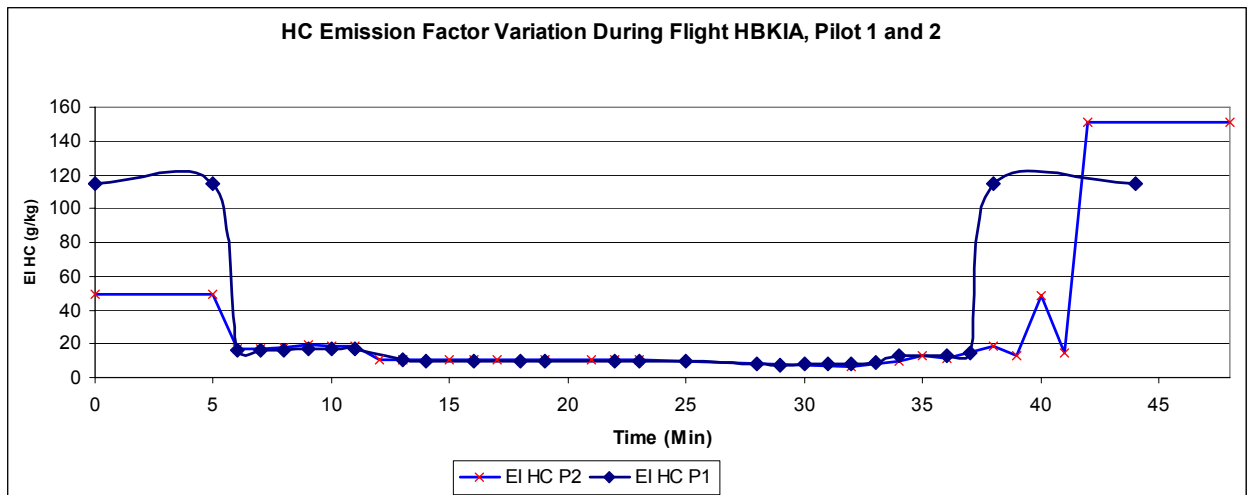


Figure 123: Comparison of HC emission factor variation during flights with pilot 1 and 2. The much higher HC emission factor during taxi (pilot 1) can be explained by lower engine RPM. At low engine RPM, EI HC drastically increases with decreasing engine RPM.

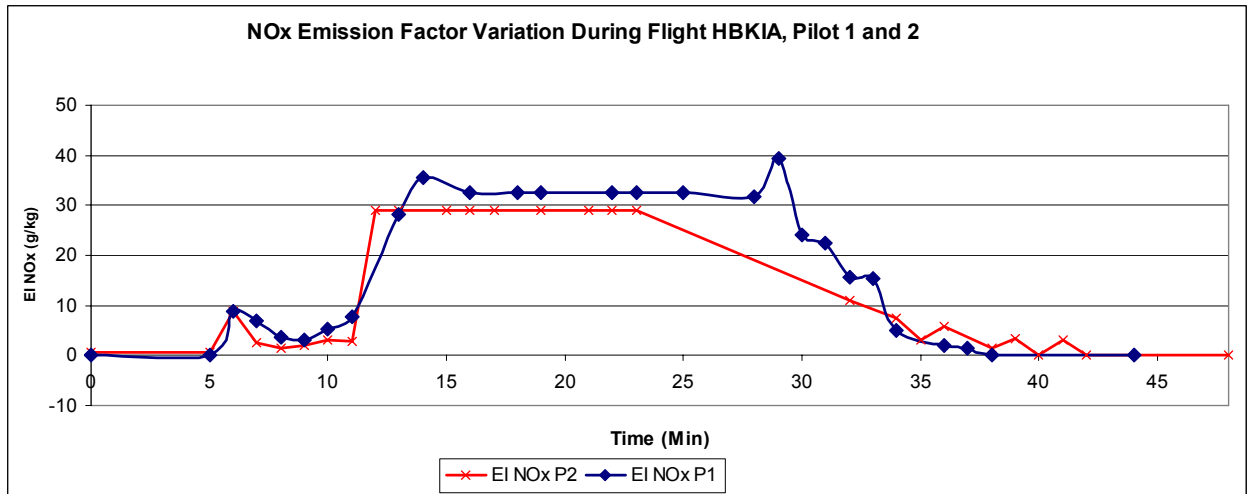


Figure 124: Comparison of NO_x emission factor variation during flights with pilot 1 and 2. Please note, that the decrease of EI NO_x P2 (pilot 2) between 23 and 32 minutes after off-block is artificial, because of missing data points, as in figure 122.

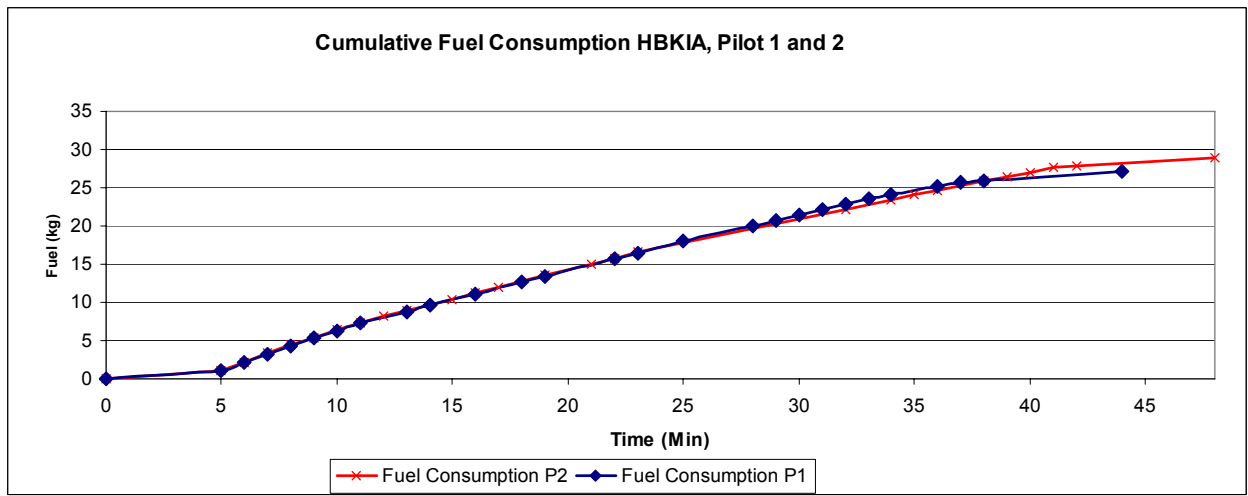


Figure 125: Comparison of cumulative fuel consumption during flight with pilot 1 and 2. In this example, pilot 2 chooses reduced cruise power. Hence the flight time is longer. Together with a suboptimal approach pattern, this adds up to higher total fuel consumption.

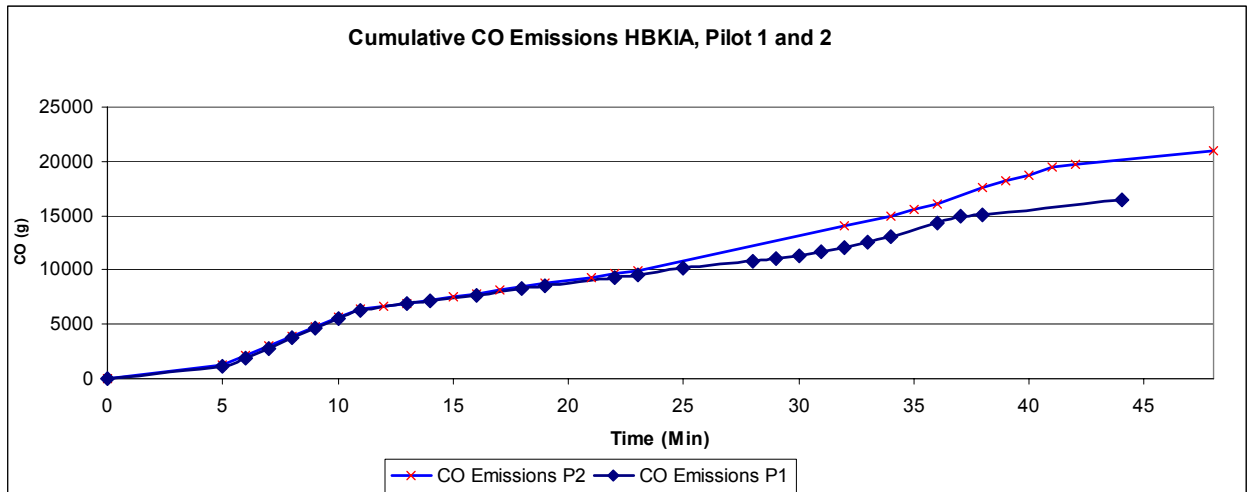


Figure 126: Comparison of cumulative CO emissions during flight with pilot 1 and 2. In this example, the lower power setting chosen by pilot 2 results in higher CO emissions. The highest portion of CO emissions occurs during taxi and take-off.

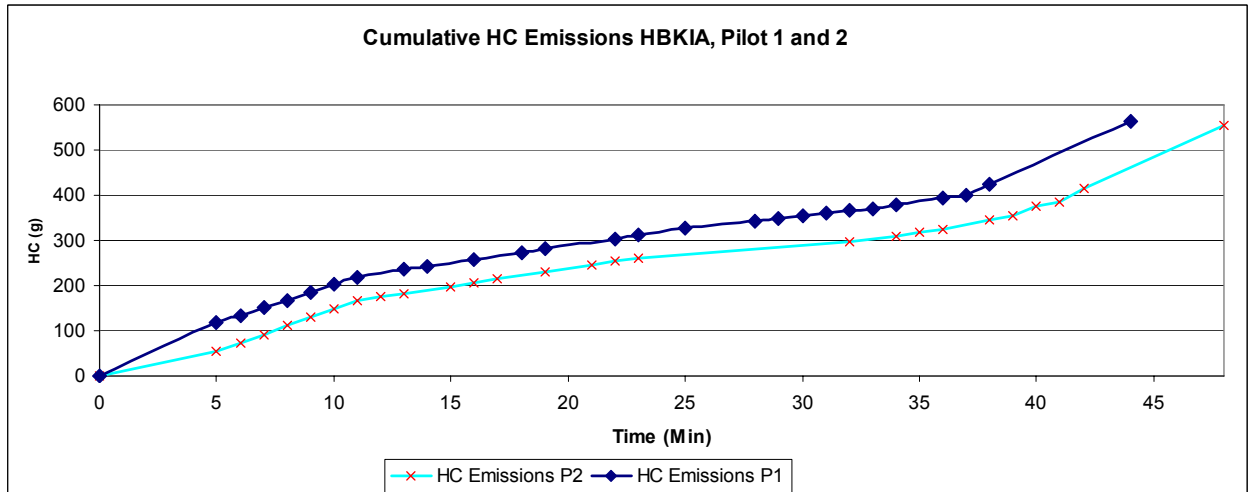


Figure 127: Comparison of cumulative HC emissions during flight with pilot 1 and 2. In this example, the lower power setting during taxi, chosen by pilot 2 results in higher HC emissions. During flight, HC emissions seem to be very similar between the two flights. The highest portion of HC emissions occurs during taxi and take-off.

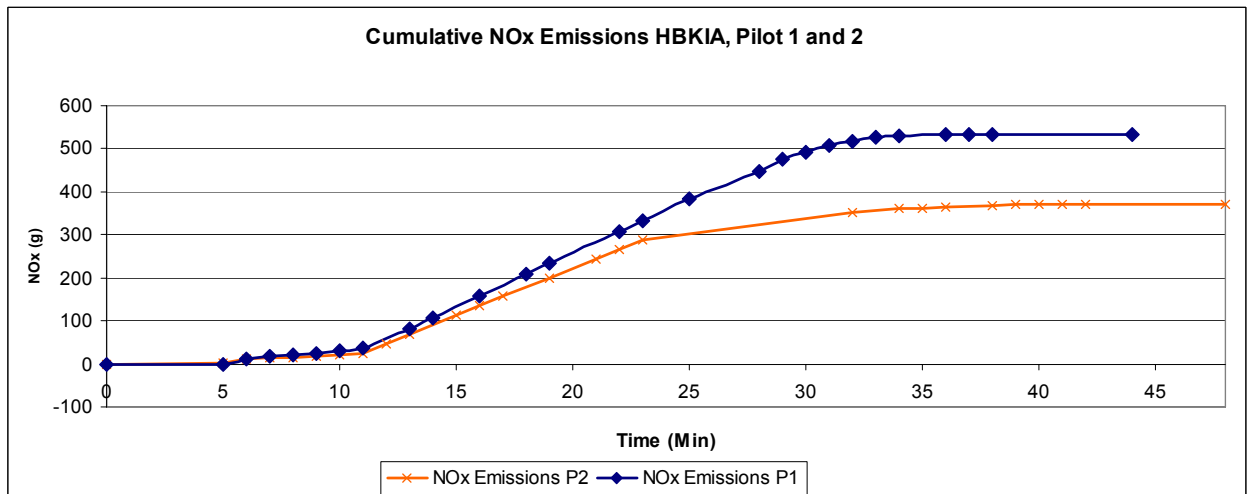


Figure 128: Comparison of cumulative NO_x emissions during flight with pilot 1 and 2. In this example, the lower power setting during cruise and descent, chosen by pilot 2 results in lower NO_x emissions. The highest portion of NO_x emissions occurs during cruise.

5.p) Emissions summary for a HBKIA mission, defined in 5.m) (300 HP injected traditional aircraft piston engine)

Table 9

HBKIA	Pilot 1	Pilot 2
LTO Fuel (kg)	11.1	11.2
LTO CO (g)	9159	10932
LTO HC (g)	384	382
LTO NOx (g)	57	30
CR Fuel (Mission kg)	17	18
CR CO (Mission g)	7325	10108
CR HC (Mission g)	180	173
CR NOx (Mission g)	476	342
CR Fuel (kg/h)	49	43
CR CO (g/h)	20929	24259
CR HC (g/h)	514	415
CR NOx (g/h)	1360	822
Taxi Time (Min.)	11	11
Take-off Time (Min.)	1	1
Climb Time (Min.)	3.5	3.5
Cruise Time (Min.)	21	25
Approach Time (Min.)	7.5	7.5

6) HBHFX (Carburated Engine Lyc O-320 Series)

6.a) HBHFX high accuracy in-flight measurements: Installation of OBS2200

The FOCA low-cost in-flight measurement system described in Appendix 1 has some limitations for total HC and NO_x and therefore, correction factors have to be applied, as described in Appendix 5. It was not clear, how good these corrections would work for the in-flight measurements, because calibration was only possible at ground level static conditions. Until then, no system could be found in the market, which was portable, with a potential for installation in a small aircraft and which –at the same time - was showing emission certification accuracy.

Through relations network and pure chance, HORIBA™ company got to know about FOCA in-flight measurements and presented their portable emission measurement system (PEMS), originally designed for on-road high quality measurements of diesel trucks and cars. FOCA was interested to see whether the HORIBA™ system would show comparable results to the low-cost system. HORIBA™ was interested to know, whether their system (OBS2200) was able to operate in an aircraft, facing rather quick changes of ambient conditions. At this time, the OBS2200 was not yet officially on the market. It was known from car measurements and tests in the Swiss alps, that the system would work at least down to an air pressure of about 850 hPa.

A major difference in the measurement principle between the FOCA low-cost measurement system and the OBS2200 lies in the determination of mass flow (see Appendix 1). FOCA uses actual fuel flow meters (that have to be installed in the fuel lines) and OBS2200 measures actual and ISA corrected exhaust volume flow. The HORIBA™ exhaust flow meter (which is a patented design) has to be installed in a straight part of the exhaust tube of the engine. In a first step, the OBS2200 was used for ground static measurements of HBKEZ (see Appendix 3). The calculated fuel flow from exhaust flow and exhaust carbon content measurement (OBS2200) and the actual measured fuel flow in the fuel line were compared. Those measurements matched very well (within 1 to 3% difference). Former ground based measurements and calculated emission factors of HBKEZ could be compared to OBS2200 measurements. This was part of validation work for the results that were obtained with FOCA low-cost measurement system (Appendix 3). It would have been very useful to compare also

FOCA and HORIBA™ in-flight measurements of HBKEZ and HBEYS. Unfortunately, there was no way for proper and safe installation of the HORIBA™ exhaust flow meter on the wooden and plastic covered airframe of HBKEZ and HBEYS without drilling holes and altering the airframe structure. So FOCA was looking for another aircraft with similar engine and chose the AS02 (HBHFX). The installed engine, Lyc O-320-E2A is practically identical to the one installed in HBEYS, rated at 150 HP instead of 180 HP (HBEYS). The AS02 aircraft is a full metal design, very robust, mainly used for pilot school and training. For noise reduction purposes, an additional muffler had been fitted and closer examination showed that the exhaust flow meter could be mounted instead of the muffler.



Picture 8: HB-HFX with original exhaust muffler (Gomolzig).

Moreover, the two large batteries, necessary for running the OBS2200 and the heated sampling line, could be installed below the seats, near the centre of gravity. However, zero fuel weight came close to maximum take-off weight which meant that planned flight time would be limited to half an hour per flight with a 45 minutes fuel reserve.

Details of the temporary major modification of HBHFX:

- The exhaust sample line is much thicker (40 mm diameter) than the FOCA system line. So we screwed the line directly to the airframe, using aircraft clamps and existing screw holes.
- The fixation of the exhaust probe system was a sheer replacement of the Gomolzig muffler by a stainless steel tube with the exhaust flow meter between. The exhaust system replacing the Gomolzig muffler had exactly the same weight (3.6 kg). Exhaust flow was not hindered inside the tube. We had tested the installation during a one hour ground test, also at take off power, without anything becoming loose or falling off and without any noticeable drop in engine performance. During the ground test we also rolled on the runway, without taking off and the whole measurement system fully operating.
- No existing aircraft systems were affected. Power supply was independent from aircraft.

Technical Influence

Limitations:

- Vne = 120 MPH

- Max. Altitude 7000 ft QNH
- Max. vertical acceleration = + 2g
- Neg. vertical accelerations to be avoided

Cabin Safety:

- CO detector necessary
- Emergency procedure: Emission measurement unit emergency stop button, closing down the whole system and valves immediately.
- Gas main valves have to be closed manually.

Documents Affected:

- Flight Manual (AFM) (Including weight and balance for all possible test configurations)

Applicable Airworthiness Requirements

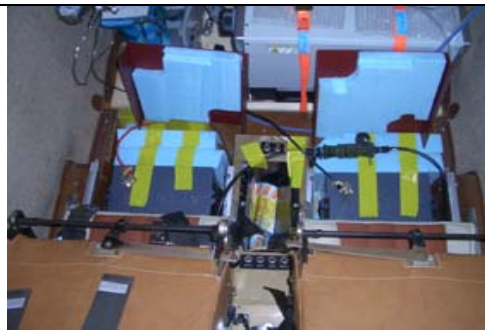
None, restricted admission for emission measurements

Installation documentation:

	
Exhaust system installed in lieu of the Gomolzig silencer. Stainless steel pipe with D = 60 mm, wall thickness 2.5 mm. Steel support welded, identical to holder of Gomolzig silencer, including rubber suspension. With flow meter in between.	Mounting on the HBHFX. The flow meter between the supports is clamped to the pipe with a stainless steel muff. It can not fall, even if the rubber muffs were to be broken due to high temperature. The pipes have only a minimal spacing at the transition point underneath the muffs.
	
Detail of the flow meter. During the in-flight measurements, a 0,5 mm aluminium plate is clamped between the metallic bridle and the rubber muff to prevent damaging.	The connexions with the flow meter are welded. The measurement line is visible to the right on the picture. It is fixed on the fuselage by existing screws.



Battery with plastic cover, specially created for the installation.



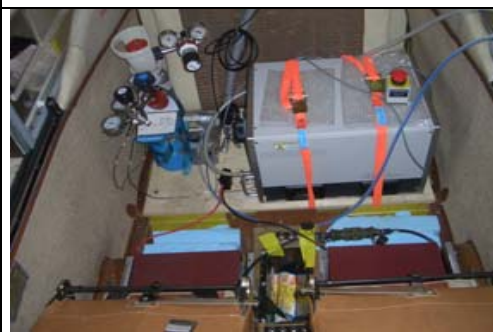
Installation of both batteries underneath the front seats. They are fitting perfectly in the place and can't slide. The lids protecting the batteries' contacts are open on the photo.



The back seat was taken off and a 2 cm thick wooden board was fixed on the fuselage. On the left side is the metallic support for the two little gas bottles.



Batteries are mounted. Any possible upward movement of the batteries is prevented by the front seats once these are back in place.



Installation of the on board measurement system. The fixation is done with two clamps which are passing underneath the wooden board. The gas bottles (synth. air and He/H₂) are fixed with 4 clamps to the metallic support. The pipe for He/H₂ is made out of stainless steel with a reserve length of 1 m. The various links on the gas lines are tested with special gas leakage spray. A pressure drop during measurement would be signalled by the system.



Collector pipe is directly fixed to the fuselage by choke collars.



Collector pipe is fixed with choke collars directly screwed on the fuselage. The turbulences created by the collector pipe were investigated during the rolling test on runway in LSZB and did not interfere with the controls. In emergency, the canopy can be slide backward without hindrance.

The airplane wears the inscription "Experimental" on both sides of the cockpit.

AFM Supplement

1. Description

Temporary installation of a measurement system for in-flight emission measurements.

2. Operational Limits

V_{NE} is reduced to 120 MPH.

Maximum pressure altitude is limited to 7000ft.

Maximum vertical acceleration is limited to +2g. Negative vertical accelerations shall be avoided.

Load planning: With a mass of 158 kg for Pilot and Expert, maximum ramp fuel is limited to 57 liter. Therefore, measurement flights are restricted to 30 minutes duration (plus reserve). (see point 6)

3. Emergency Procedures

Supplements to the primary AFM are:

1. Push emergency stop switch of OBS2200 (By doing so, all systems are cut off, all gas valves closed immediately)
2. The main valves of the two fuel gas bottles have to be closed manually by the measurement expert.

4. Normal Procedures

No change to basic AFM.

5. Performance

No change to basic AFM.

6. Mass and Balance

Basic empty mass, after

- Removing of Gomolzig Silencer and back seat
- Mounting of Exhaust Flow Meter and wooden board

= 678 kg

Mass and Centre of Gravity:

	Mass (kg)	Moment (mkg)	Remarks
Basic empty System	678	547	
(OBS 34kg, Gas 11kg)	45	85	Back seat position
Batteries (2 peaces, 40 kg each)	80	110	Underneath front seats, position backend of pilot seats
Dry operating without crew	803	742	Lies within envelope (AFM B 5-2)

Configuration for first test flight			
Dry operating without crew	803	742	
Pilot	79	80	
Zero Fuel	882	822	Lies within envelope (AFM B 5-2)

Take-off mass for first test flight			
Dry operating without crew	803	742	
Pilot	79	80	
fuel (138 l)	100	85	
	982	907	Lies within envelope (AFM B 5-2)

Dry operating with full crew			
Dry operating without crew	803	742	
Pilot + Expert	158	158	
	961	900	Lies within envelope (AFM B 5-2)

Take-off mass with full crew			
Dry operating without crew	803	742	
Pilot + Expert	158	158	
fuel (53 l)	38	33	Max allowable ramp fuel = 57 Liter
	999	933	Lies within envelope (AFM B 5-2)

7. System Description (see Installation Documentation)

Replacement of the Gomolzig silencer by an exhaust flow meter (according picture documentation). Collector pipe fixed along fuselage, guided through the left cockpit window to the OBS2200 analyzer. Closed analyzer exhaust loop: Pumped exhaust sample and water condensate are guided outside the cockpit.

Two little gas bottles (He/H₂, synthetic air) used for the analyzer are mounted on the metallic support on the wooden board. The measurement system provides an emergency shut down switch, which is positioned within reach of the measurement expert.

The energy used for operating the measurement system and the heated sampling line is provided independently from the electrical system of the aircraft. Two pressure compensating dry batteries are fixed below the pilot and copilot seats. The batteries can not move in any direction and their contacts are covered.

Monitoring of the cabin CO concentration is done with a CO-sensor (Quantum Eye) which is placed on the right hand side of the cockpit panel, clearly visible for the crew.

8. Maintenance

No change to basic AFM.

6.b) Real time emission mass determination during flight

CO, HC, NO_x and CO₂ emission factors and the geographical coordinates from the GPS receiver have been displayed and recorded in real time during flight. The data recording interval was 1 second.



Picture 9: First departure of HB-HFX with OBS2200 fully operating.

The flight pattern used for HBKEZ and KIA had to be shortened because of the limited fuel and therefore limited flight time:

- Departure at LSZB (Elevation 1673ft)
- Continuous Climb to 5000ft (TO end at 4673ft)
- Level off at 5000ft and maintain
- Cruise phase with cruise lean at 5000ft
- Descent and approach (L begin at 4673ft)
- Landing at LSZB

Actual in- and outbound routes were chosen according to the visual approach chart (VAC), the meteorological and traffic situation.

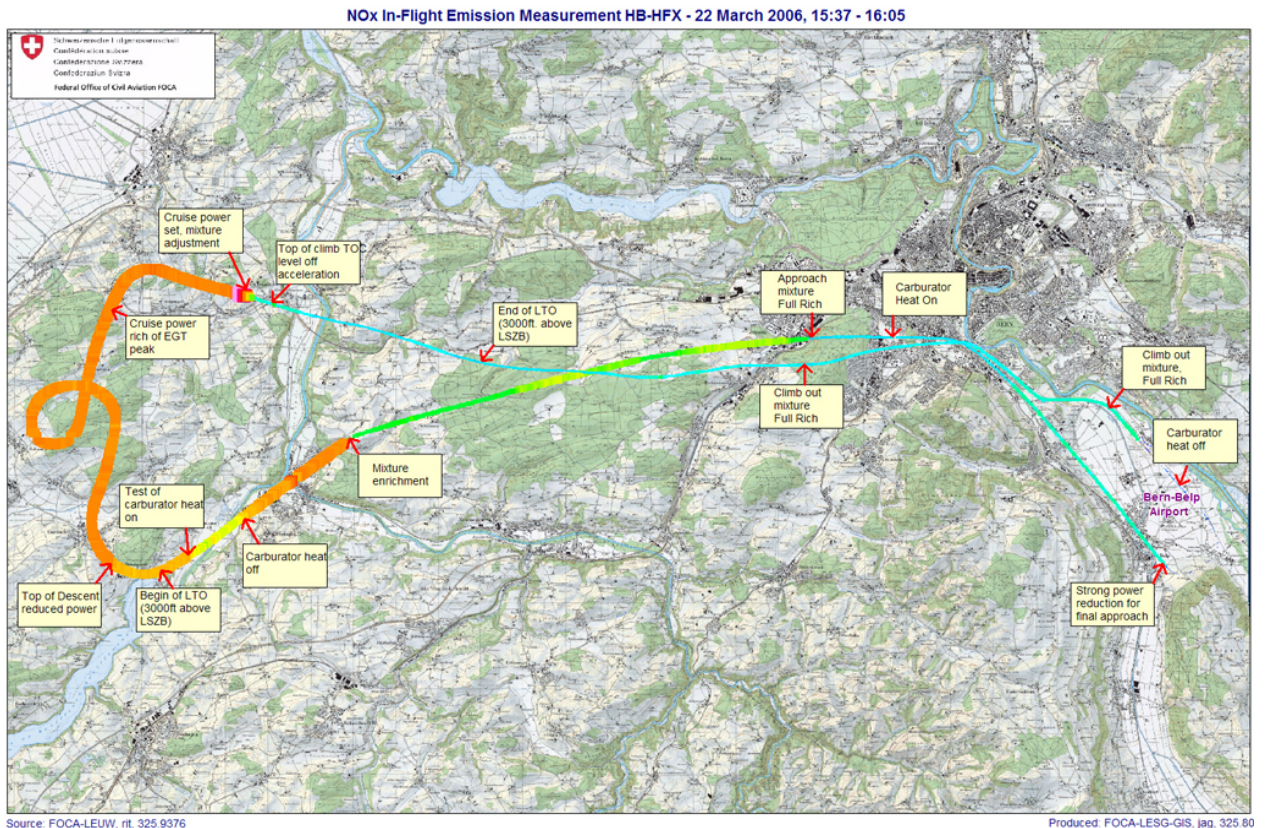
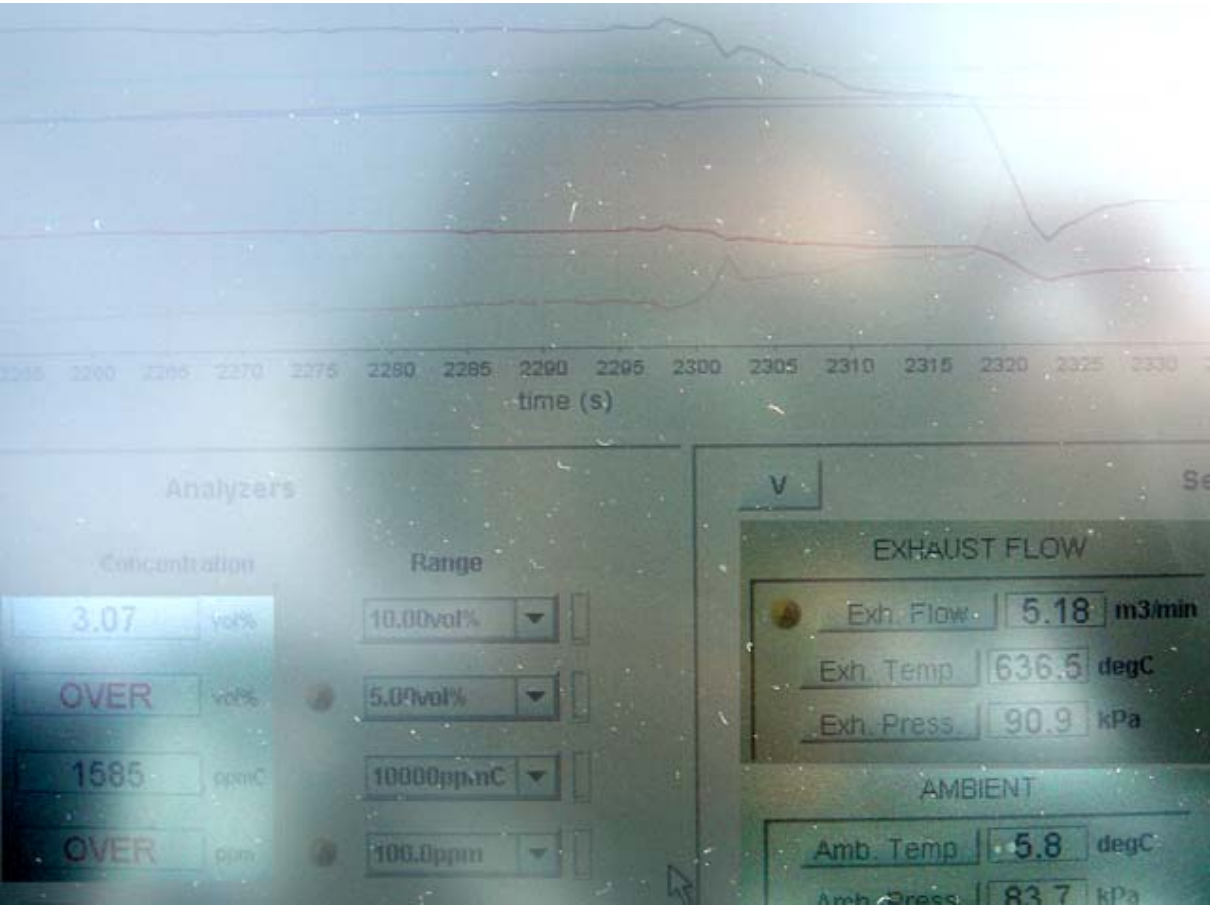


Figure 129: Visualization of the flight track and the NO_x mass from flight HBHFX 1537 (22.03.2006). Important phases of the flight and pilot operations, which affect emissions, are labelled with yellow flags. The flight begins at Bern-Belp airport (LSZB) (right hand side of the picture). The aircraft is taking off from runway 32 and departure is flown outbound route Whiskey, leading first towards Bern (the capital of Switzerland). The climb continues in westerly direction. "End of LTO" marks the point, where the aircraft reaches 3000ft above airport elevation. In this example, the coloured track indicates the amount of NO_x mass flow in grams per second. A light blue and thin track means NO_x mass emissions in the order of 0.005 grams/second, a red and large track means about 0.2 grams NO_x per second. At top of climb, the aircraft is levelled off and accelerates for cruise. Cruise power is set and the air fuel mixture is adjusted to less rich conditions. With the leaning procedure described in 1.c), NO_x emissions get very high as peak EGT is reached (see red dot after "acceleration"). At the end of the adjustment (which is still a rich air/fuel mixture), NO_x emissions stay rather high (orange track). This is the cruise phase, with the engine running more efficient, but with rather high NO_x emissions. The orbit, which is shown on the left hand side of the picture, was only flown to demonstrate the wind situation. The aircraft was turning right with constant bank angle. The medium westerly wind produces a ground track with narrow turn, when the aircraft is turning towards the wind, and a wider turn, when the aircraft is flying with tail wind. That is why the ground track orbit is not a closed circle. Top of descent and the point where the aircraft is down at 3000ft above airport elevation are labelled accordingly. You can also see the effect of air/fuel mixture adjustments and the use of carburetor heat on the NO_x emissions during descent and approach. With the air/fuel mixture enrichment, NO_x emissions are reduced. At the end of downwind (right hand side of the picture), the NO_x emissions get very low, as the power is very low and the mixture lever in the "full rich" position.



Picture 10: HBHFX cockpit during measurement flight with cabin CO-detector (right hand side)



Picture 11: OBS2200 Laptop monitor during measurement flight with HB-HFX at 2340 seconds after engine start-up. The top line shows measured concentrations over time. At the bottom right, instantaneous values of the exhaust flow meter are displayed.

Table 10: Extract from data recording from 15:54:15 to 15:54:17 local time during take-off acceleration on the runway, showing the measured concentrations, sensor values and calculated values. (HBHFX, 1537, 22.03.2006)

FILLER_01 absolute	FILLER_02 relative [s]	ANALYZER_1 CO conc. [vol%]	ANALYZER_2 CO2 conc. [vol%]	ANALYZER_3 THC conc. [ppmC]	ANALYZER_4 NOx conc. [ppm]	ANALYZER_5 H2O conc. [vol%]	ANALYZER_6 A/F	FILLER_03 Alarm
15:54:15	440	5.59	9.46	2078.00	396.00	11.37	12.66	
15:54:16	441	5.69	9.38	2056.00	400.30	11.37	12.65	
15:54:17	442	5.74	9.35	2041.00	394.00	11.37	12.64	

SENSOR_01 Exh. Flow [m3/min]	SENSOR_02 Exh. Temp. [degC]	SENSOR_03 Exh. Press. [kPa]	SENSOR_04 Amb. Temp. [degC]	SENSOR_05 Amb. Press. [kPa]	SENSOR_06 Amb. Humid. [%RH]	GPS_01 Latitude [N/S]	GPS_02 Longitude [W/E]	GPSAV_01 Altitude [m]
5.65	491.22	97.77	12.98	94.56	61.92	N46.54.33.65	E7.30.10.656	508.90
5.55	507.67	97.71	13.00	94.56	61.91	N46.54.33.99	E7.30.10.218	508.90
5.48	518.11	97.83	12.98	94.56	61.89	N46.54.34.38	E7.30.9.731	509.00

GPSAV_02 Velocity [km/h]	SENSOR_08 Battery [V]	ANALYZER_7 CO mass [g/s]	ANALYZER_8 CO2 mass [g/s]	ANALYZER_9 THC mass [g/s]	ANALYZER_10 NOx mass [g/s]	ANALYZER_11 Fuel [g/s]	ANALYZER_12 Power [W]	ANALYZER_13 NOx corre. mass [g/s]
46.00	22.83	6.13	16.30	0.11	0.07	8.27	129.96	0.07
51.50	22.83	6.13	15.88	0.11	0.07	8.13	127.81	0.07
57.00	22.95	6.10	15.62	0.11	0.07	8.03	126.25	0.06

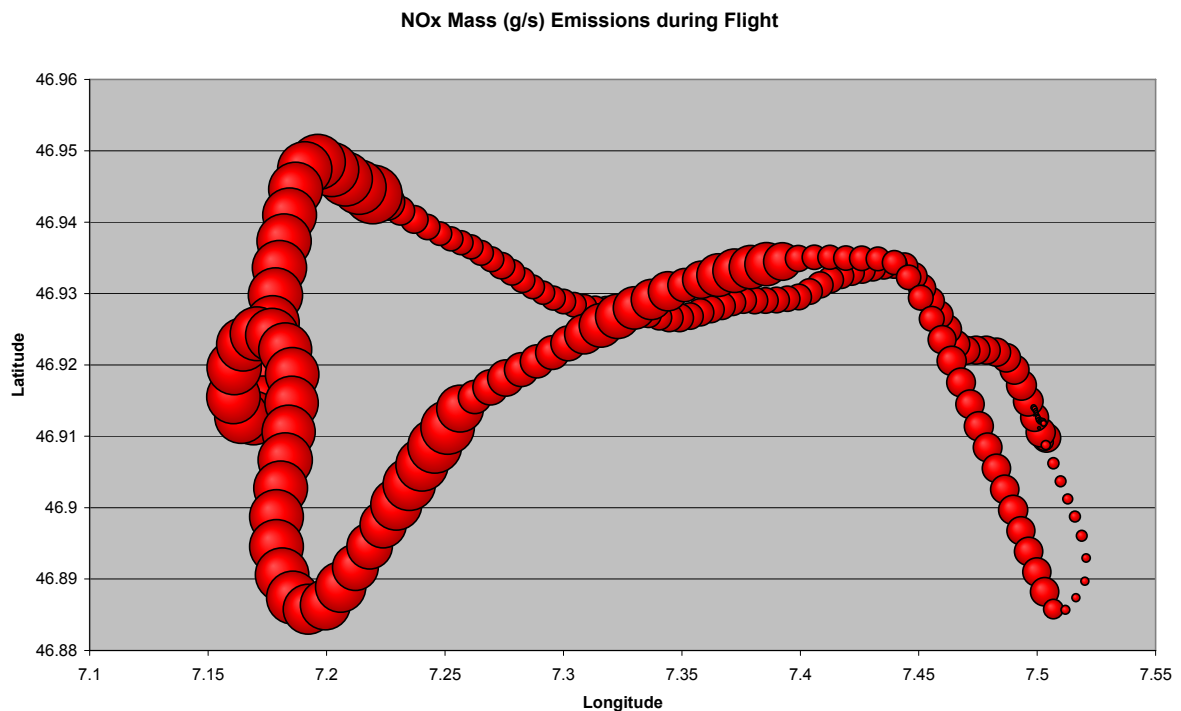


Figure 130: NO_x emissions during flight HBHFX 1537 (22.03.2006), the same flight as shown in figure 129 but without geographical background information. With this illustration ("NO_x worm") the variation of NO_x mass emissions during the flight can be seen very clearly. One "bubble" contains the NO_x emissions integrated over 10 seconds flight time. The bubble size goes from around 0.05 to 2 grams NO_x per 10 seconds.

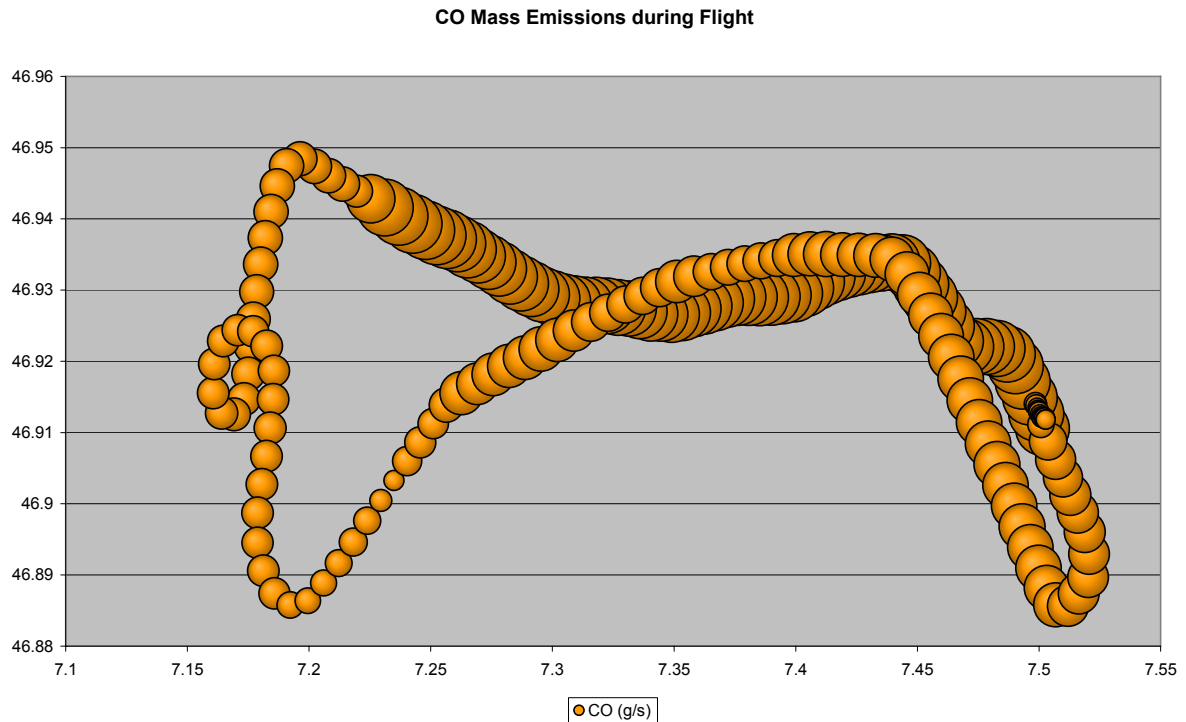


Figure 131: CO emissions during flight HBHFX 1537 (22.03.2006), the same flight as shown in figure 129 but without geographical background information. CO emissions are practically contrary to NO_x : Very high during take-off and climb, lower during cruise and high during approach. The bubble size goes from around 9 to 70 (!) grams CO per 10 seconds.

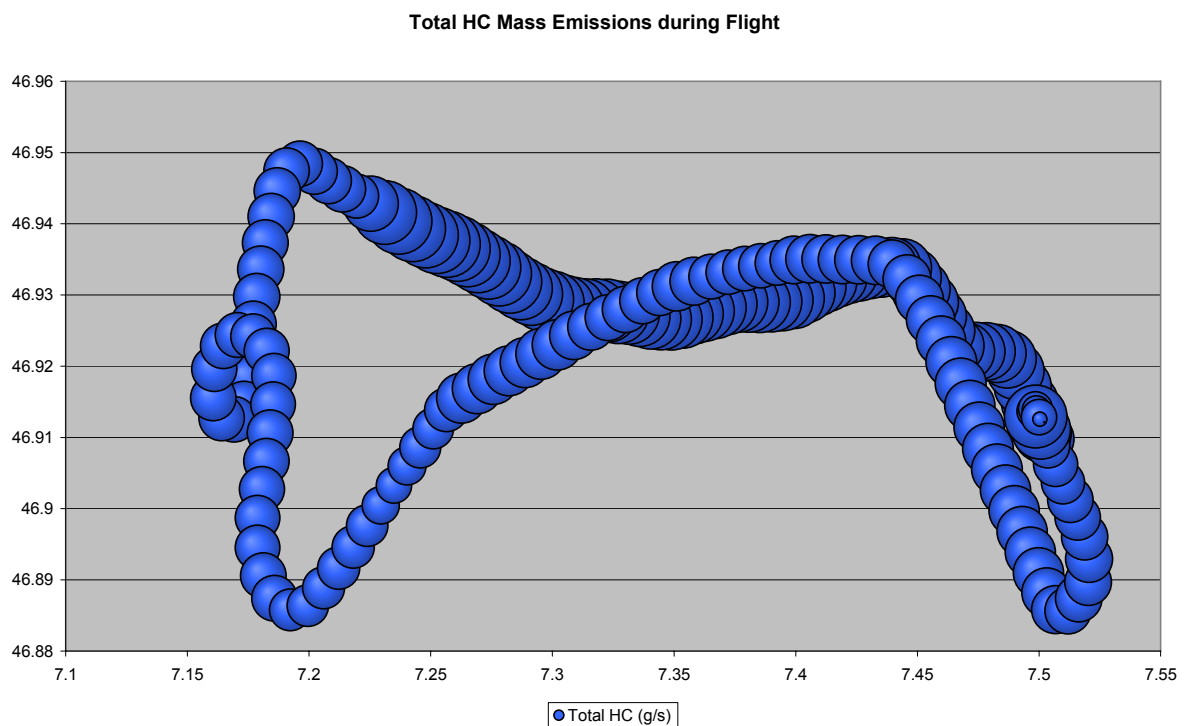


Figure 132: Total HC emissions during flight HBHFX 1537 (22.03.2006), the same flight as shown in figure 129 but without geographical background information. HC emissions are particularly high during take-off and climb, lower during cruise and higher during approach. The bubble size goes from around 0.4 to 1.2 grams HC per 10 seconds.

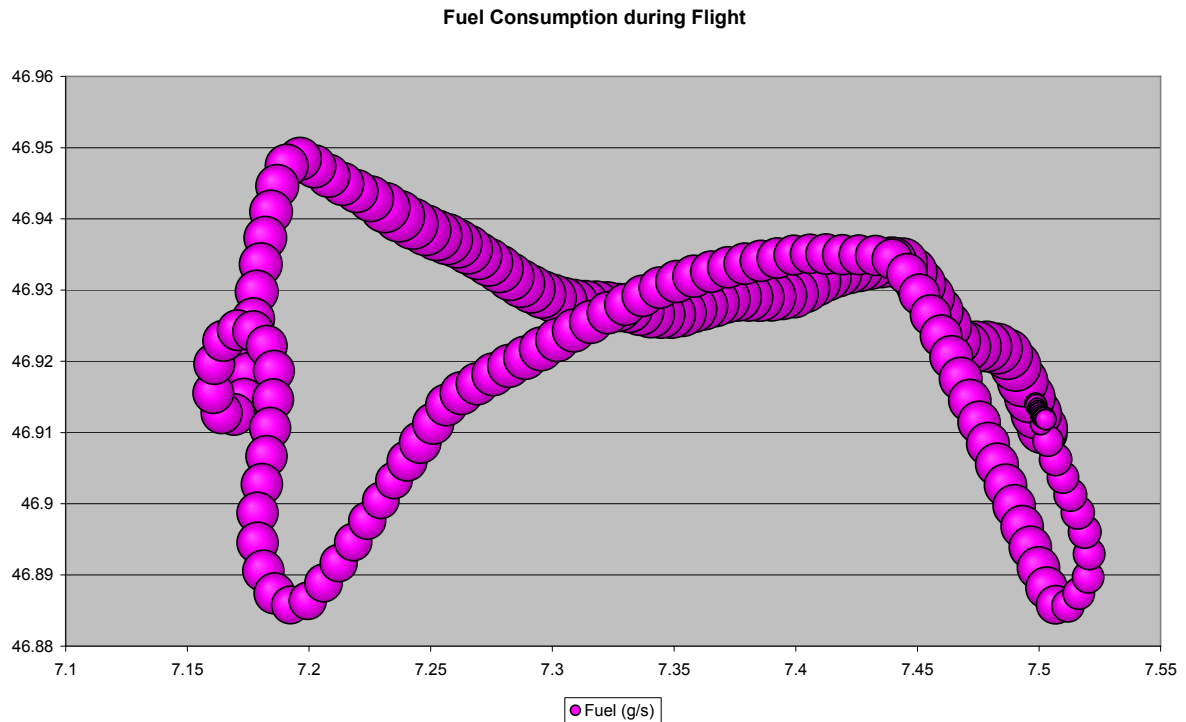


Figure 133: Fuel flow during flight HBHFX 1537 (22.03.2006), the same flight as shown in figure 129 but without geographical background information. The fuel flow is particularly high during take-off and climb, lower during cruise, stays practically the same during descent and is even increasing during approach! This can be explained by the fact, that according to the AFM, the mixture was set to full rich conditions at the end of the approach check. The bubble size goes from 83 grams of fuel per 10 seconds at take-off, to 55 grams per 10 seconds during cruise (around 27 liters per hour), 56 grams per 10 seconds during descent and 60 grams per 10 seconds in downwind before base and final turn. The final approach bubbles represent 33 grams of fuel per 10 seconds.

6.c) OBS2200 confirms typical emission factors for Lycoming carbureted engines

Table 10: Mean emission factors for Lyc O-320-A3A.

	Fuel [kg/s]	EF CO [g/kg]	EF HC [g/kg]	EF NO _x [g/kg]	EF CO ₂ [g/kg]
TA mean	0.0013	690	16.0	1.6	2044
TO mean	0.0083	815	12.6	6.7	1857
CL mean	0.0079	837	15.1	6.9	1816
CR mean	0.0058	410	11.6	37.0	2498
AP mean	0.0048	696	13.7	19.4	2042

In-flight emission factors obtained with HBEYS and the FOCA low-cost measurement system are confirmed with HBHFX and OBS2200.

In addition to that, the emission factor for CO₂ is calculated during the whole flights of HBHFX, in one second intervals. The low mean value of around 2 kg CO₂ per kg fuel, which is shown above, is not surprising, because of the low combustion efficiency with very high CO emission factors. The theoretical CO₂ emission factor for complete combustion and AVGAS100LL would be 3.17 kg CO₂ per kg fuel.

For LTO CO₂ calculations of typical aircraft piston engines, it is suggested to use 2 kg CO₂ per kg fuel instead of 3.17 kg CO₂ per kg fuel (see also 3.g), if CO emissions are counted separately.

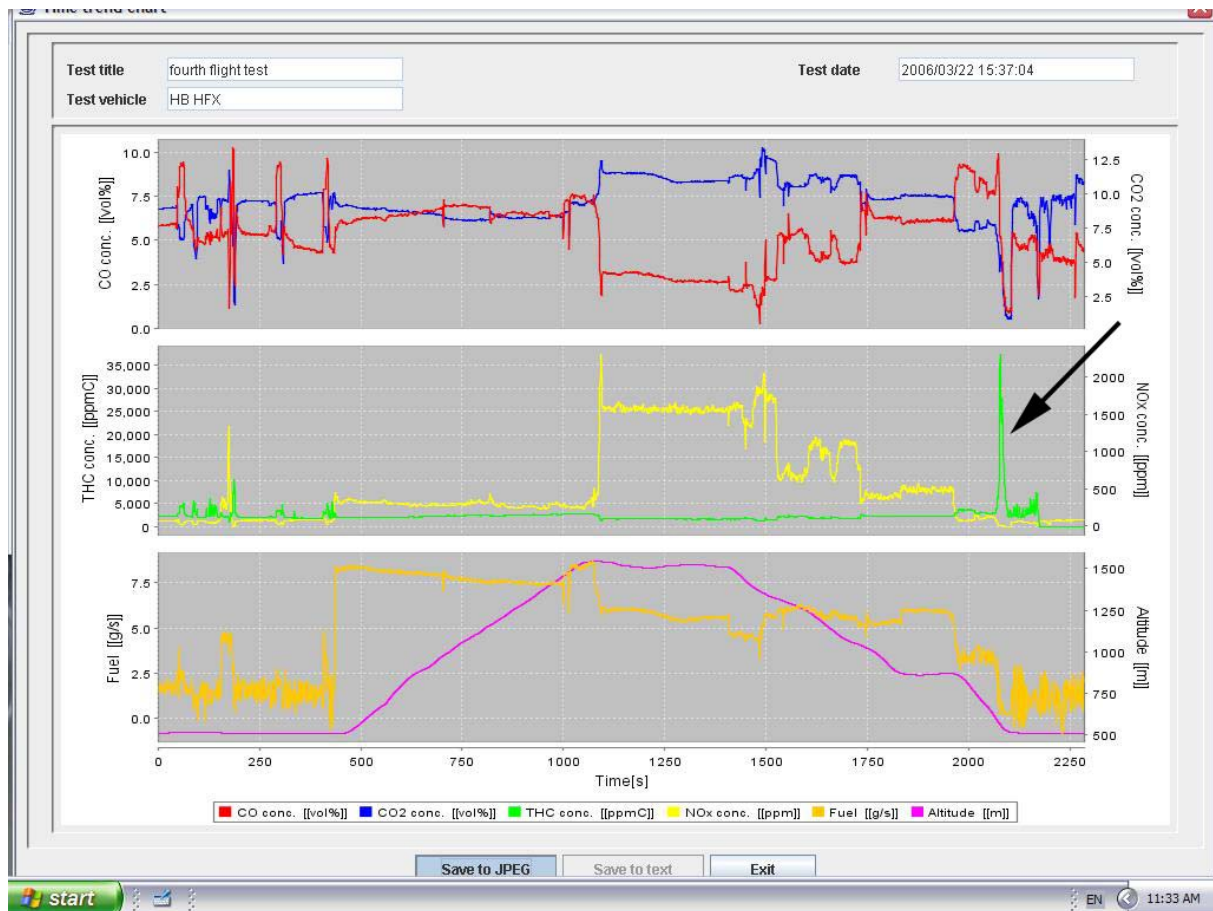
6.d) OBS2200 time trend chart and confirmation of high HC emission factors at flight idle

Figure 134: This is the same flight as shown in section 6.b) (HBHFX, 1537, 22.03.06) displayed as time trend chart from OBS2200. On top of the figure, you can see the CO concentration in red and the CO₂ concentrations in blue colour. In the middle, NO_x concentrations are given in yellow and total HC (THC) concentrations in green colour. The part on the bottom of the figure shows the fuel flow in orange and the flight vertical profile (GPS altitude) in violet colour.

At about 200 seconds on the time scale there is a significant NO_x, THC, CO and fuel flow peak. This is the moment, when the pilot performs the engine run-up with magneto check. The next peaks during taxi indicate a short engine RPM increase to accelerate the aircraft after a stop. At about 450 seconds, the engine goes to full power (maximum fuel flow) for take-off. During climb, NO_x concentrations decrease and CO concentrations increase due to decreasing air density and fixed mixture setting. At about 1050 seconds, the aircraft is levelled off and accelerated, which can be seen on the increased fuel flow. At about 1100 seconds, power is reduced and the air/fuel mixture adjusted to less rich conditions. There is a significant increase in NO_x and decrease in CO concentration, as shown in figures 130 and 131. THC is not reduced very much, which is also corresponding to FOCA previous results, obtained with the low-cost measurement system. Top of descent is at about 1400 seconds. As explained before, the fuel flow does not decrease significantly, because the mixture is set to richer conditions. Turning base and final approach begin at about 2000 seconds. Shortly before touch-down the engine is set to flight idle. At this point of time there is a drastic increase in THC concentration (black dart). This is a confirmation of the results obtained with FOCA low-cost measurement system (see 3.c with explanations for this effect).



Picture 12: Ready for airborne measurements



Picture 13: The HB-HFX project team



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Federal Department of the Environment, Transport, Energy and
Communications DETEC

Federal Office of Civil Aviation FOCA

Aviation Policy and Strategy
Environmental Affairs

AIRCRAFT PISTON ENGINE EMISSIONS

Appendix 3: Power Settings and Procedures for Static Ground Measurements



Picture 1: Ground measurement (HB-KIA)

FOCA, CH-3003 Bern

Reference: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT

Contact person: Theo Rindlisbacher

Tel. +41 31 325 93 76, Fax +41 31 325 92 12, theo.rindlisbacher@bazl.admin.ch

This document has been released for publication by FOCA, Aviation Policy and Strategy, Director M. Zuckschwerdt, 11.06.2007

Contents

	Page
1. The problem of piston engine power definitions	3
2. Theoretical power calculation	3
3. Engine manifold pressure (MAP) and RPM for power determination	3
4. Correlation of fuel flow and propeller power	4
5. Adjustment of ground measurement power settings (Fuel Flow Method)	7
5.1 Step 1: Comparison of in-flight and static ground measurements of HBKEZ (example)	7
5.2 Step 2: Power setting methodology for static ground measurements	8
5.2.1 Determination of maximum fuel flow	8
5.2.2 Power settings other than maximum propeller power	9
5.3 Step 3: Application of the power setting methodology (step 2)	9
5.3.1 Comparison of ground and later in-flight measurements	11
5.3.2 Adjustments to the fuel flow method for complex aircraft/engines	14
5.3.3 Temperature corrections for normally aspirated carburetted piston engines	15
6. Recommended ground measurement power setting procedures for emission tests	17
6.1 Selection of methodology	17
6.2 Procedure for determination of maximum fuel flow	17
6.2.1 Fuel flow calibration	17
6.2.2 Preparing the aircraft for a maximum fuel flow (and emission) measurement	18
6.3 Simple fuel flow method	19
6.3.1 Fuel flow for all modes	19
6.3.2 Recommended procedure	20
6.4 Combined MAP & fuel flow method	21
6.4.1 Preparations	21
6.4.2 Recommended procedure	22
7. Example for measurement documentation	23

1. The problem of piston engine power definitions

The term „horse power“ is not very well defined. Generally, quite a variety of definitions and measurement methodologies are used which cause (at least) slight variations in the final numbers. As far as aircraft piston engines and propeller aircraft are concerned, the following terms could be identified:

- **Brake horsepower (BHP):** Strictly speaking, BHP is the measure of an engine's horsepower without the loss in power caused by the gearbox, generator, water pump and other auxiliaries. The prefix "brake" refers to where the power is measured: at the engine's output shaft, as on an engine dynamometer. In aircraft piston engine manuals, power is often given in brake horsepower.

- **Propeller horsepower:** The horsepower that is delivered to the propeller. Most of the tested aircraft piston engines do not have a reduction gear or other auxiliaries that might cause a significant loss of power through e.g. friction. Therefore, propeller horsepower is considered very near brake horsepower under these circumstances.

- **Rated horsepower:** The normal maximum allowable power output of the aircraft piston engine. In power charts of aircraft piston engine manuals, this number is often equal to maximum brake horsepower.

2. Theoretical power calculation (scientific SI-system¹)

The power (P) which is delivered to the propeller is calculated by multiplying the torque (M) by the angular velocity (ω) of the propeller shaft.

$$P = M \cdot \omega \quad (1)$$

Angular velocity and RPM (n) have the following relationship:

$$\omega = 2\pi \cdot n \quad (2) \quad \text{where } n \text{ is the number of revolutions per second.}$$

Equation (2) in (1):

$$P = M \cdot 2\pi \cdot n \quad (3)$$

At 2400 RPM (= 40.00 per second) and a torque of 400 Newtonmeter, the power equals about 100 Kilowatt (around 135 HP, depending on the definition).

This simple example shows that when knowing RPM and torque at the propeller shaft, engine propeller power is defined and can be determined exactly. Piston engine aircraft cockpits give information about engine RPM but do not usually have a torque indicator. It would have been very costly to install a torque meter between engine shaft and propeller and to make this design airworthy for the in-flight tests. So, this straightforward way of determining propeller power for the emission measurements could not be followed.

3. Engine manifold pressure (MAP) and RPM for power determination

MAP indicates the absolute pressure of the air/fuel mixture between the throttle and the cylinder inlet valve. The measuring gauge has a sealed capsule and a capsule that is exposed to manifold pressure. It is normally calibrated to inches of mercury, where 29.92 In Hg is the standard pressure. At full throttle, and in the case of a normally aspirated engine, the MAP will indicate nearly the value of the absolute pressure of the ambient air. For such engines, at full throttle, MAP is always a little bit lower

¹ SI = système international, kg, meter, second,...

than ambient air pressure due to losses in the induction system. If the throttle is reduced, the MAP decreases. If the engine has stopped, the MAP shows ambient absolute air pressure. A turbocharged engine achieves MAP above ambient pressure.

BHP (and propeller horsepower as described in a)) are almost directly related to MAP and engine RPM. The power output from a piston engine depends on both, engine RPM and the difference in pressure between the inside of the cylinders and the atmosphere outside the engine.

But one has to be careful: When climbing at constant MAP and RPM, since the pressure in the manifold is constant, the reduction in ambient temperature increases the density of air in the manifold, resulting in a gradual increase in power. Constant MAP is maintained by opening the throttle during climb until the throttle is fully open. In other words: 23 In Hg is more power at 10 000 feet than it is at sea level. This has to be taken into account for ground measurement power settings, if they are based on MAP.

4. Correlation of fuel flow and propeller power

First of all, it must be noted, that for a given thrust, the fuel flow is NOT constant. The problem with piston engine thrust is that we get less thrust for the same fuel flow, as velocity is increased. (This is completely different from what happens in a jet). But:

Piston engine fuel flow is constant for a given amount of power. This was the starting point to look for the correlation between fuel flow and propeller power.

Table 1: Determination of propeller horsepower with HBEYS. Example sheet (source: "In flight Abgasmessung BAZL/CCUW", R = rich, L = lean, FT = full throttle)

Aircraft	HBEYS (DR400-180R)
Engine	O-360-A3A
Propeller	Sensenich 76EM8S5-0-58
Silencer	Gomolzig
Fuel	AVGAS100LL
Measurement System	Stargas 898

Flights from 30.04.03, 13.08.03 and 21.08.03:

Flight Altitude QNH (ft)	Date	Nr.	Ambient Air Pressure (hPa)	Pressure Altitude (ft)	Relative Humidity (%) (rounded)	OAT (°C)	"Power- setting"	RPM (1/min)	MAP (In Hg)	Fuel Mixt.	T Zyl. (°C)	T Oil (°C)	Fuel Flow (l/h)
4000	30.4.						cruise	2400	20	R	200	80	35
4000							cruise	2500	23	R	205	80	49
2000	13.8.	2	952	1647	40	24	FT, acceler.	2410	27	R	210	80	56
2000		3	923	2430	40	23	FT, vy	2500	27	R	200	80	58
2000		5	905	2916	40	23	Reduced	2050	18	R	210	85	26
2000		7	928	2295	40	23	Approach	1580	14	R	180	80	14
2000		9	924	2403	40	23	FT, vy	2510	28	R	200	80	59
2000		11	907	2862	40	23	Reduced	2080	17	R	200	85	26
2000		13	928	2295	40	23	Approach	1520	12	R	170	80	10
4000	13.8.	3	855	4266	30	22	FT, vy	2500	25	R	210	92	57
4000		5	841	4644	30	21	Reduced	2070	17	R	200	95	28
4000		7	863	4050	30	21	Approach	1580	12	R	180	95	15
4000		9	859	4158	30	22	FT, vy	2530	25	L	210	85	40
4000		11	842	4617	30	21	Reduced	2050	16	L	220	98	20
4000		13	863	4050	30	21	Approach	1410	11	L	190	92	10
6000	13.8.	3	799	5778	30	20	FT, vy	2510	24	R	210	95	55
6000		5	781	6264	30	18	Reduced	2060	15	R	200	92	25
6000		7	803	5670	30	18	Approach	1440	10	R	180	85	8
6000		9	795	5886	30	20	FT, vy	2570	24	L	210	82	44
6000		11	780	6291	30	18	Reduced	2070	16	L	210	90	20
6000		13	801	5724	30	18	Approach	1490	10	L	180	82	11
4000	21.8.	2	866	3969	50	16	cruise	2440	20	R	210	75	38
4000		3	868	3915	50	16	cruise	2330	20	lambda =1	200	80	29

Propeller horsepower calculations were based on ambient air pressure values and hand written power curves from Textron/Lycoming. Figure 1 shows an example for the engine model O-360 A series, marvel carburettor and an engine cylinder compression ratio of 8.5 : 1.

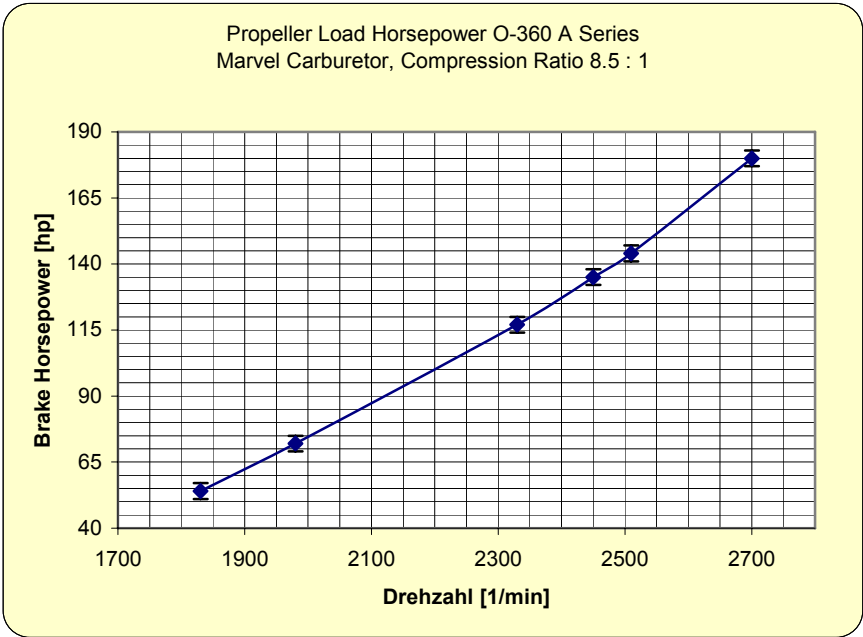


Figure 1: Power Curve Lycoming Model O-360 A Series, Curve No. 10350-A (Textron/Lycoming) digitalized.

Propeller horsepower was assumed very near brake horsepower (see section a)). The calculated values for propeller horsepower, the measured fuel flow, MAP, ambient air pressure and flight mode were normalized and plotted together (figures 2 and 3).

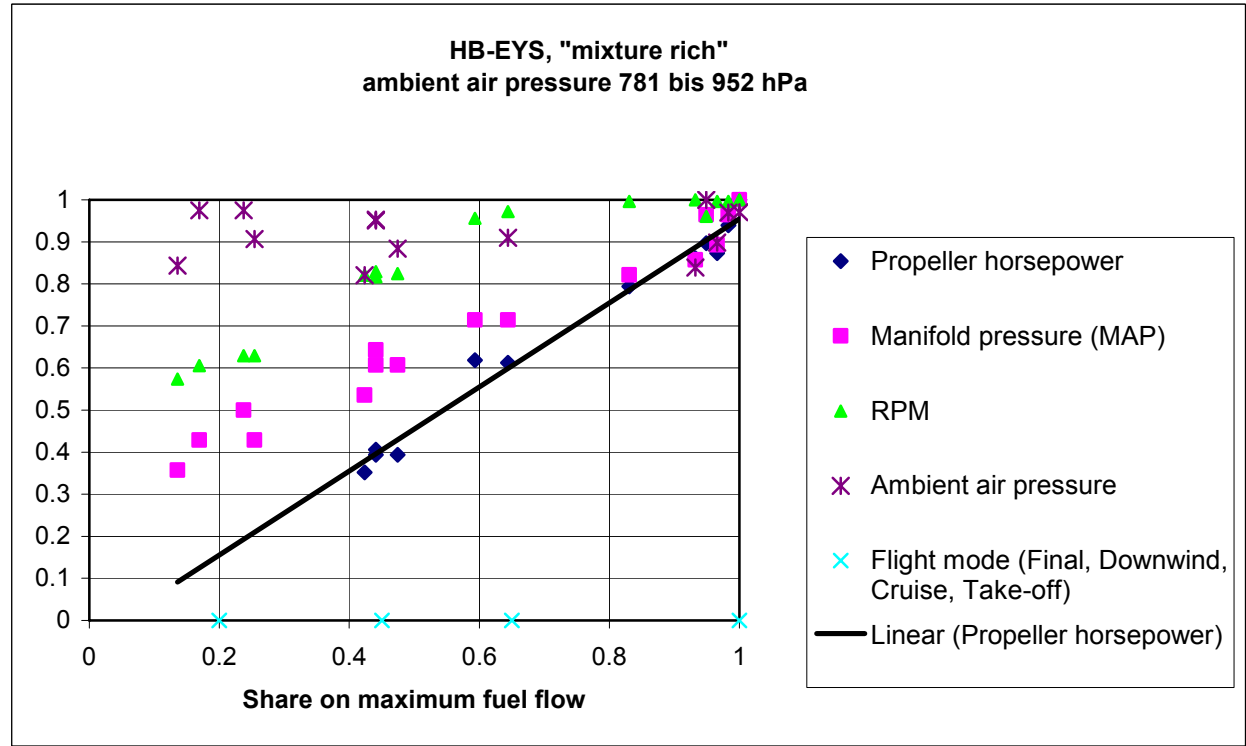


Figure 2: Normalized selected engine parameters in function of fuel flow (mixture rich). Example: At 45% (=0.45) of maximum fuel flow, propeller power is at 40% (=0.4), manifold pressure at 60% (=0.6) and engine RPM at 82% (=0.82) of the maximum value.

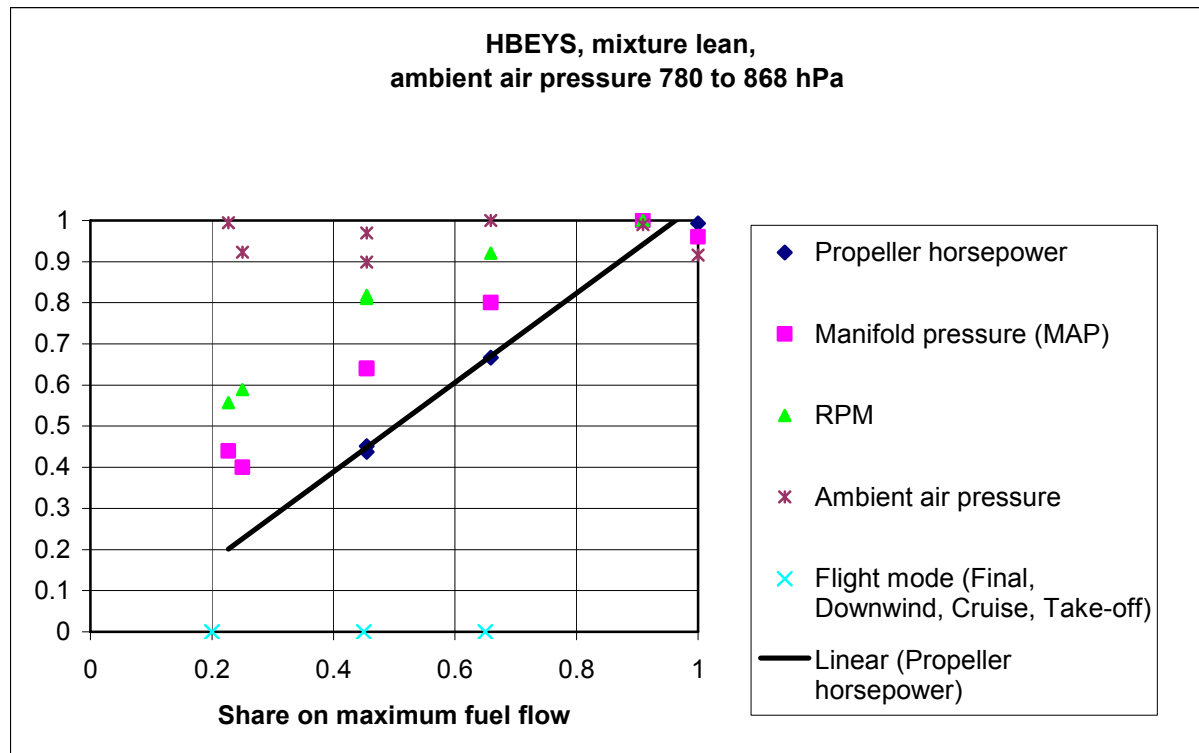


Figure 3: Normalized selected engine parameters in function of fuel flow (mixture lean)

It can be seen from figures 2 and 3 that for the investigated engine, propeller horsepower and fuel flow correlate quite nicely ($R^2 = 0.98$), better than MAP or RPM.

MAP is also directly related to ambient pressure and figure 2 shows that for a certain propeller power, the MAP is varying, although fuel flow and propeller horsepower are kept constant.

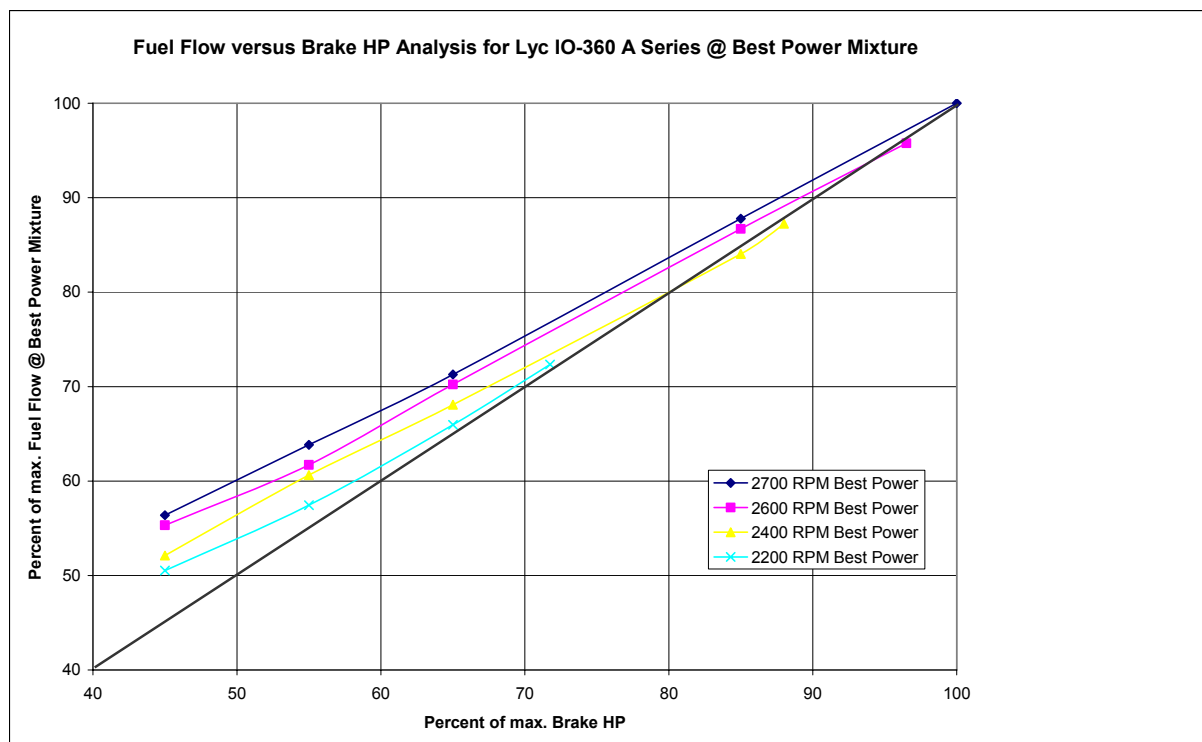


Figure 4: In-flight fuel flow versus brake horsepower for different propeller adjustments (HBKEZ). Restrictions: Especially for low power settings below 40% of maximum fuel flow, significant deviations from the linear relationship can occur, because the piston engine efficiency is not a constant over the full power range. This can be seen in this figure, which shows an analysis for an injected aircraft piston engine with variable pitch propeller at best power mixture (HBKEZ, Appendix 2).

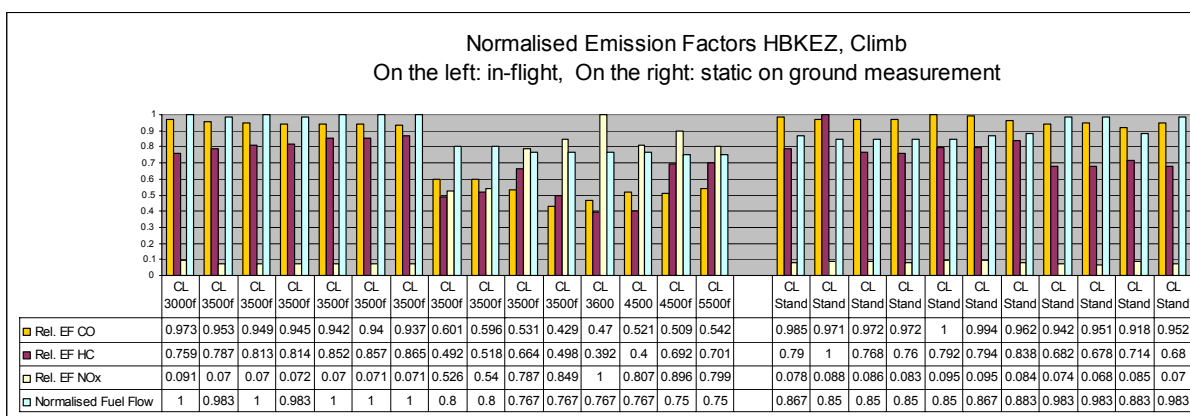


Figure 6: Comparison of emission factors for CO, HC and NO_x from in-flight and static on ground tests at climb. Flights were performed up to a pressure altitude of 5500ft and different ambient conditions. The second set of in-flight measurements starting from 3500ft to 5500ft (in the middle of the figure) has been measured with fuel mixture adjustment during climb (as described in Appendix 2, section 4.f)). All ground measurements were performed with mixture full rich, with fuel flow guided power setting (suffix “alt”) and MAP guided power setting (“v3”). Please note that all HC measurements were based on NDIR, not on FID.

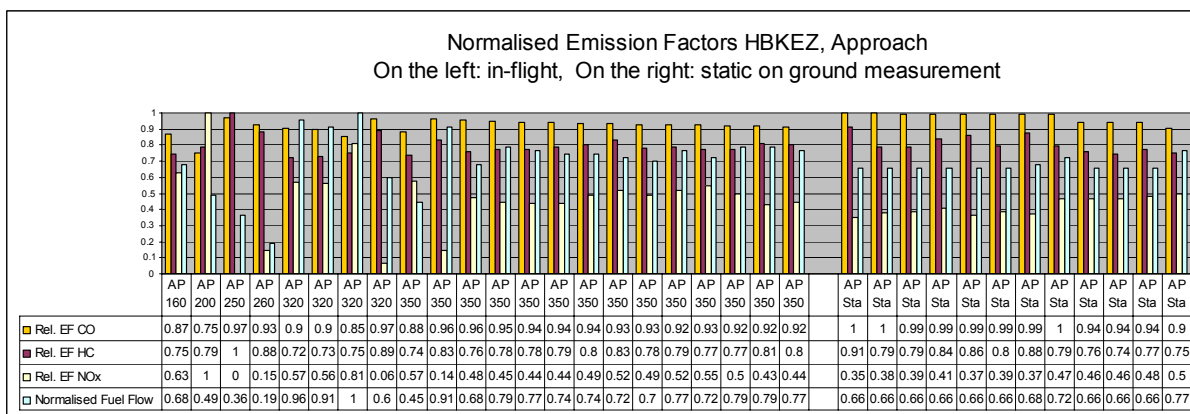


Figure 7: Comparison of emission factors for CO, HC and NO_x from in-flight and static on ground tests at approach. Flights were performed from a pressure altitude of 3500ft and different ambient conditions. Flight measurements show significant variations coming from different approach power settings. All ground measurements were performed with mixture full rich, with fuel flow guided power setting (suffix “alt”) and MAP guided power setting (suffix “v3”). Please note that all HC measurements were based on NDIR, not on FID.

5.2 Step 2: Power setting methodology for static ground measurements

The first version of the methodology is solely based on fuel flow measurements for power settings at ground level.

5.2.1 Determination of maximum fuel flow

Generally, in order to get measurement results that are near standard sea level conditions, it is helpful if the test location is situated at low altitude airports. Many airports in the Swiss Midlands are at about 1500ft AMSL. If measurements are performed during cold days in winter and high ambient air pressure, the density altitude can be reduced to around 0ft AMSL. Under these conditions a normally aspirated piston engine can produce its maximum rated propeller power and its maximum fuel flow. Moreover, measurements at low ambient temperatures have the advantage of better engine cooling and better prevention of “hot spots” inside the engine cowling during the static tests.

For practical reasons, it was not possible for FOCA to do all the ground static tests at density altitudes around 0ft AMSL.

However, the maximum fuel flow at different ambient conditions between winter and summer showed relatively small differences. Although, high humidity also reduces air density, the significant portion of difference is generated by ambient air temperature variations (see also section 5.3.3). Additionally, part of the variation has to be attributed to the fuel flow transducers limited accuracy.

Examples for total variations (all flights, take-off and all ground measurements, full throttle, high RPM):

HBEYS 57 < max. fuel flow < 60 liters/hour
HBKEZ 68 < max. fuel flow < 71 liters/hour

Keeping in mind that the emission measurements were primarily designed for inventory purposes, reflecting operational conditions, the variation seemed acceptable. However, when ever possible, FOCA tried to measure normally aspirated piston engines at low density altitude, giving highest possible propeller power and fuel flow at full throttle. Of course, influence of ambient air pressure was not an issue for ground level static tests in the case of turbocharged engines. And:

There was no significant difference in maximum fuel flow at full throttle with the aircraft standing or with the aircraft accelerating on the runway.

For details of the measurement procedure, see section 6.

5.2.2 Power settings other than maximum propeller power

Table 2 was generated from in-flight and ground measurement comparisons in order to match fuel flow and emissions obtained with ground measurements as good as possible to in-flight conditions. (Examples are given in figures 5 to 7 of section 5.1)

Table 2: Percent of maximum fuel flow for all selected aircraft modes (mixture "full rich")

Mode	% of maximum fuel flow
Take off	100
Climb out	85
Cruise	65
Approach	45
Taxi	AFM

The power setting for the different modes is established by adjusting the throttle to bring the indicated fuel flow to the corresponding % fuel flow calculated value. The taxi mode is treated differently: The engine is running at the recommended RPM for warm up according to AFM/engine operation manual. (Details in section 6)

Example: Max. fuel flow 70 liter / hour -> Climb out setting $70 \text{ liter / hour} * 0.85 = \underline{60 \text{ liter / hour}}$

5.3 Step 3: Application of the power setting methodology (step 2) for static ground measurements with an aircraft that has not been measured in-flight, followed by in-flight measurements

The fuel flow methodology developed in step 2 was applied to the high performance piston engine aircraft HBKIA. It was considered demanding to match static ground and in-flight measurements of such an aircraft, because of variable pitch propeller and an automatic air/fuel mixture adjustment of the engine (Appendix 2, Section 5). Therefore, this aircraft was considered an interesting choice to test the fuel flow method.



Picture 2: Preparations for ground static emission measurements of HB-KIA



Picture 3: Preparations for ground static emission measurements of HB-KIA

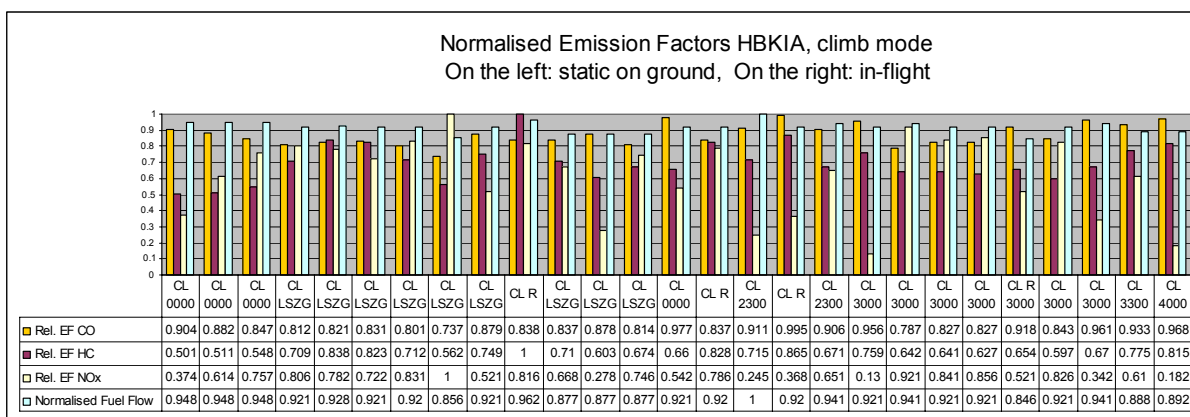


Figure 10: Comparison of normalized emission factors for climb mode of all ground and in-flight measurements of HBKIA. The ground static results are represented by the first three sets of columns on the left. HC emissions were measured with NDIR (Appendix 1).

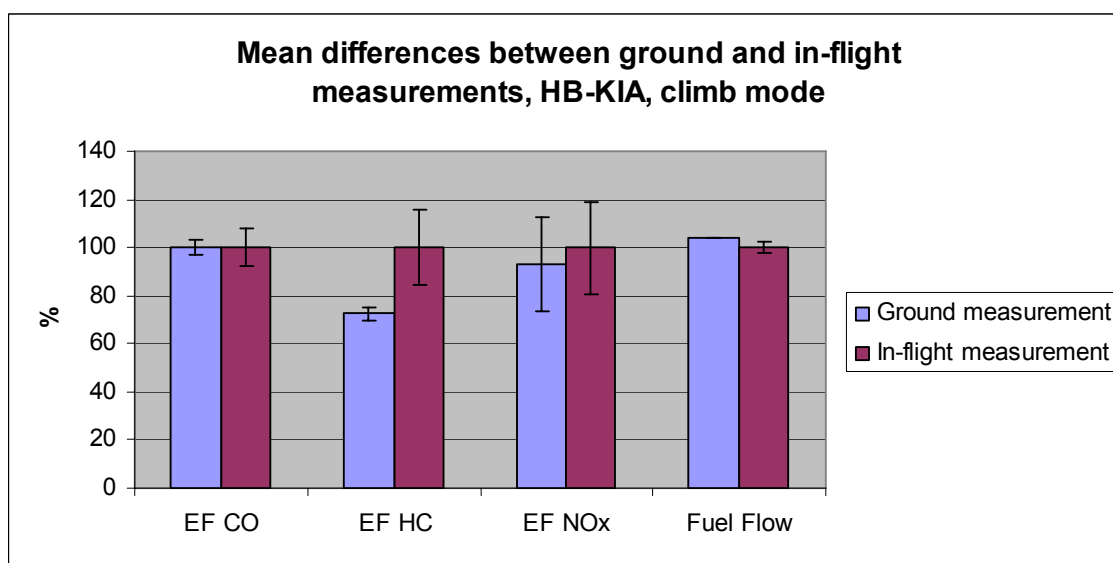


Figure 11: Relative difference in mean emission factors between ground and in-flight measurements with indicated standard deviation for HB-KIA, climb mode.

Discussion of climb mode: The variation of in-flight emission factors can be rather significant. In this example, this is especially the case for NO_x emission factors. Nevertheless, matching of mean values for all in-flight emission factors to the ground measurement values is considered acceptable with the exception of EF HC. It must be noted, that HC emissions had been measured with NDIR instead of FID (Appendix 1) only. Therefore, the composition of HC had an influence on the total value and this could be part of the difference.

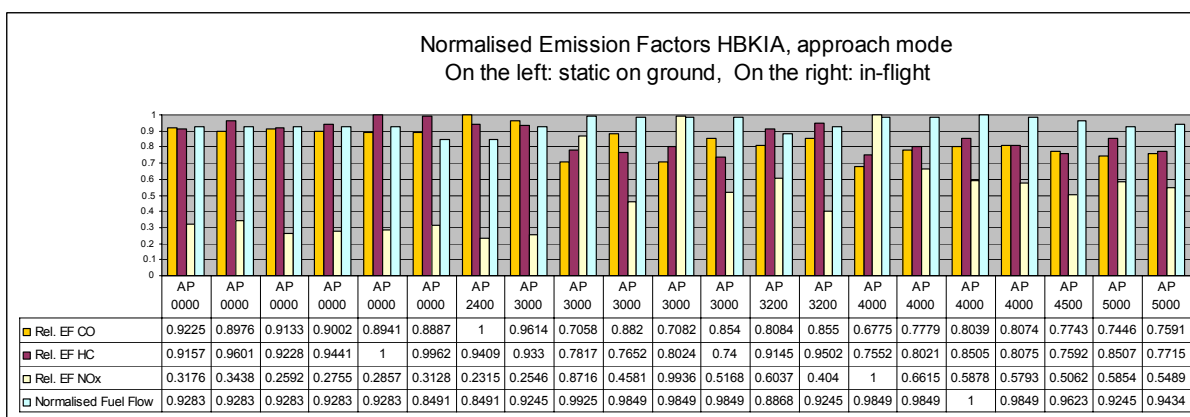


Figure 12: Comparison of normalized emission factors for approach mode of ground and in-flight measurements of HBKIA. The ground static results are represented by the first six sets of columns on the left.

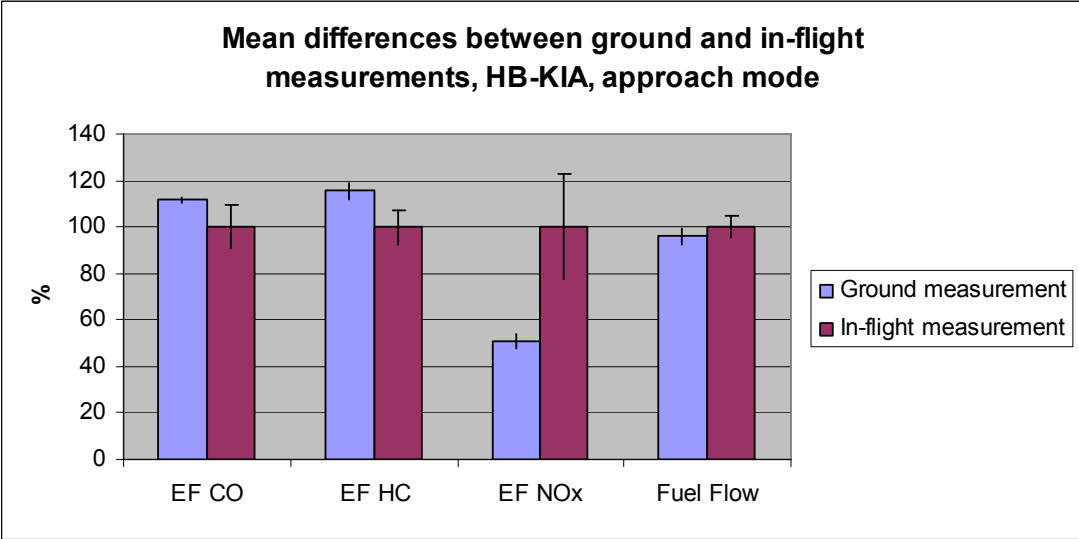


Figure 13: Relative difference in mean emission factors between ground and in-flight measurements with indicated standard deviation for HB-KIA, approach mode.

Discussion of approach mode: NO_x emission factors have the tendency to be significantly lower at ground tests than in flight. The contrary is true for CO and HC. This can be explained by the fact that the engine is running at a less rich air/fuel mixture during flight, most probably due to the automatic mixture adjustment in the engine (Appendix 2, section 5).

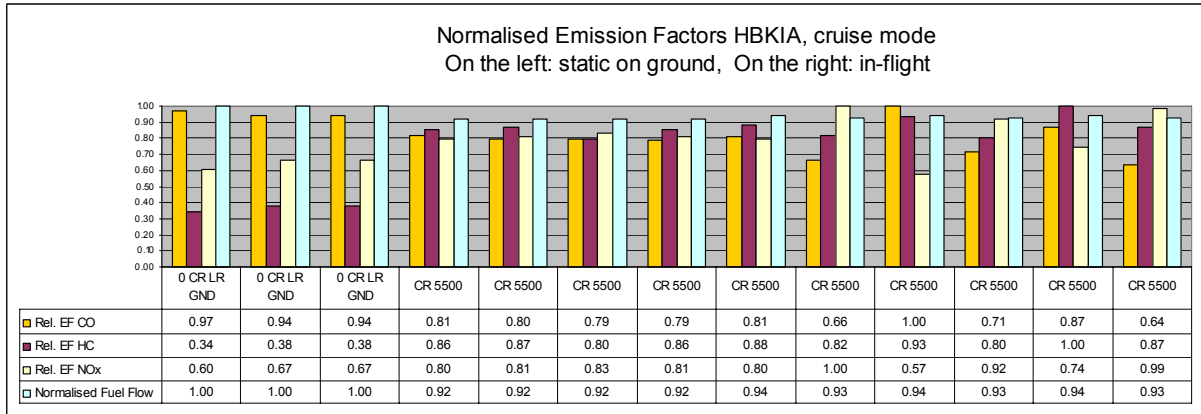


Figure 14: Comparison of normalized emission factors for cruise mode of ground and in-flight measurements of HBKIA. The ground static results are represented by the first three sets of columns on the left. HC emissions were measured with NDIR (Appendix 1). Mixture was set “rich of EGT peak”. (For details see section 6)

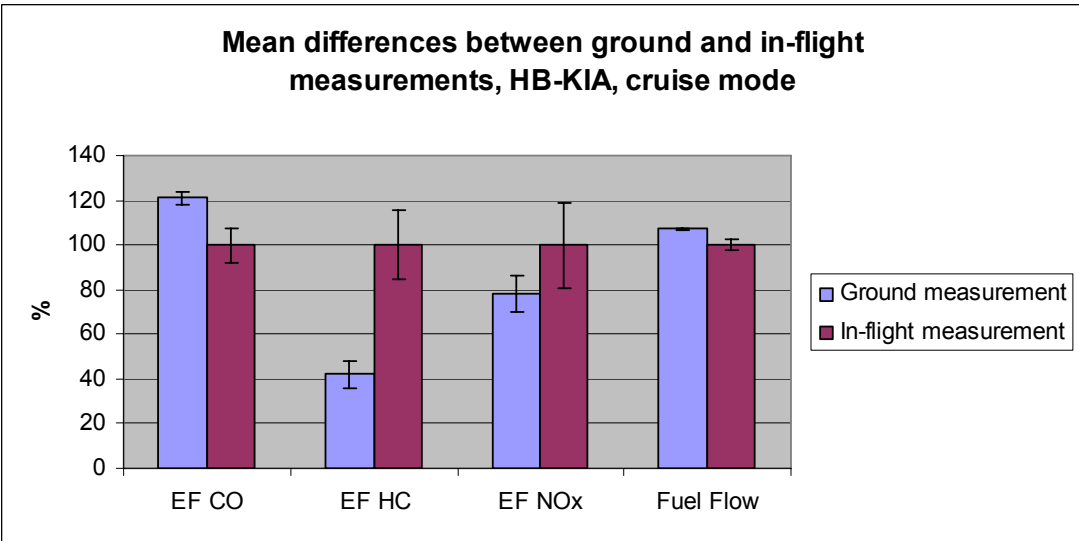


Figure 15: Relative difference in mean emission factors between ground and in-flight measurements with indicated standard deviation for HB-KIA, approach mode.

Discussion of cruise mode: Cruise mode emission factors are extremely dependent on pilot's choice for the mixture setting (Appendix 2). In-flight results show the variation between settings of different pilots. It was found that the mean value for lambda (Appendix 5, section c)) for the standard mixture setting condition "rich of EGT peak" was around 0.93 to 0.95. In ground tests, after setting the power reference, the mixture setting was adjusted to this range of lambda (see section 6 for details). It is interesting to see, that although CO emission factors seem to be higher and NO_x emission factors lower for the ground measurement, the HC emission factors are significantly lower. A similar situation can be seen in climb mode (figure 11). No logical explanation could be found, because HC emission factors should normally correlate with CO. However, as mentioned before, HC emissions had been measured with NDIR instead of FID (Appendix 1) only.

5.3.2 Adjustments to the fuel flow method for complex aircraft/engines

For aircraft equipped with manifold pressure gauge, the fuel flow method was combined with manifold pressure preset values (section 6.4). This procedure further improved matching between ground and in-flight data. For the engine Teledyne/Continental IO-550-B of HB-KIA, the following ground based emission factors were obtained with this method:

Table 3: Fuel flow and mean emission factors for TCM IO-550-B (times are not relevant here)

MODE	POWER SETTING (%)	TIME (minutes)	FUEL FLOW (kg/s)	EI HC (g/kg)	EI CO (g/kg)	EI NO _x (g/kg)
TAKE-OFF	100	0.3	0.0182	12.7	818	6
CLIMB OUT	85	2.5	0.018	12.3	787	6
CRUISE	65	60	0.0152	6.9	750	8
APPROACH	45	3	0.0098	11.5	1055	2
TAXI	12	12	0.0038	42.6	1123	0
CRUISE LEAN	65	60	0.0138	5.4	473	23

The data presented in table 3 have been checked against the flights ECERT 57 and 64 (Appendix 2, sections 5.o) and 5.p)) in order to show a better match with in-flight measured emission inventories.

Table 4: Comparison of emission results from in-flight full mission measurements (ECERT 57 and 64) and emission results based on the ground measurement data sheet (Table 3). For the calculation based on the data sheet, the average pilot 1 and pilot 2 times were used, as indicated on the bottom of the table.

HBKIA	Pilot 1	Pilot 2	Average Pilot 1 and 2	Based on Data Sheet
LTO Fuel (kg)	11.1	11.2	11.1	11.8
LTO CO (g)	9159	10932	10046	11337
LTO HC (g)	384	382	382	218
LTO NO _x (g)	57	30	43	40
CR Fuel (Mission kg)	17	18	17.5	19.1
CR CO (Mission g)	7325	10108	8716.5	9008
CR HC (Mission g)	180	173	176.5	103
CR NO _x (Mission g)	476	342	409	438
CR Fuel (kg/h)	49	43	46	49.7
CR CO (g/h)	20929	24259	22594	23498
CR HC (g/h)	514	415	464.5	268
CR NO _x (g/h)	1360	822	1091	1142
Taxi Time (Min.)	11	11	11	11
Take-off Time (Min.)	1	1	1	1
Climb Time (Min.)	3.5	3.5	3.5	3.5
Cruise Time (Min.)	21	25	23	23
Approach Time (Min.)	7.5	7.5	7.5	7.5

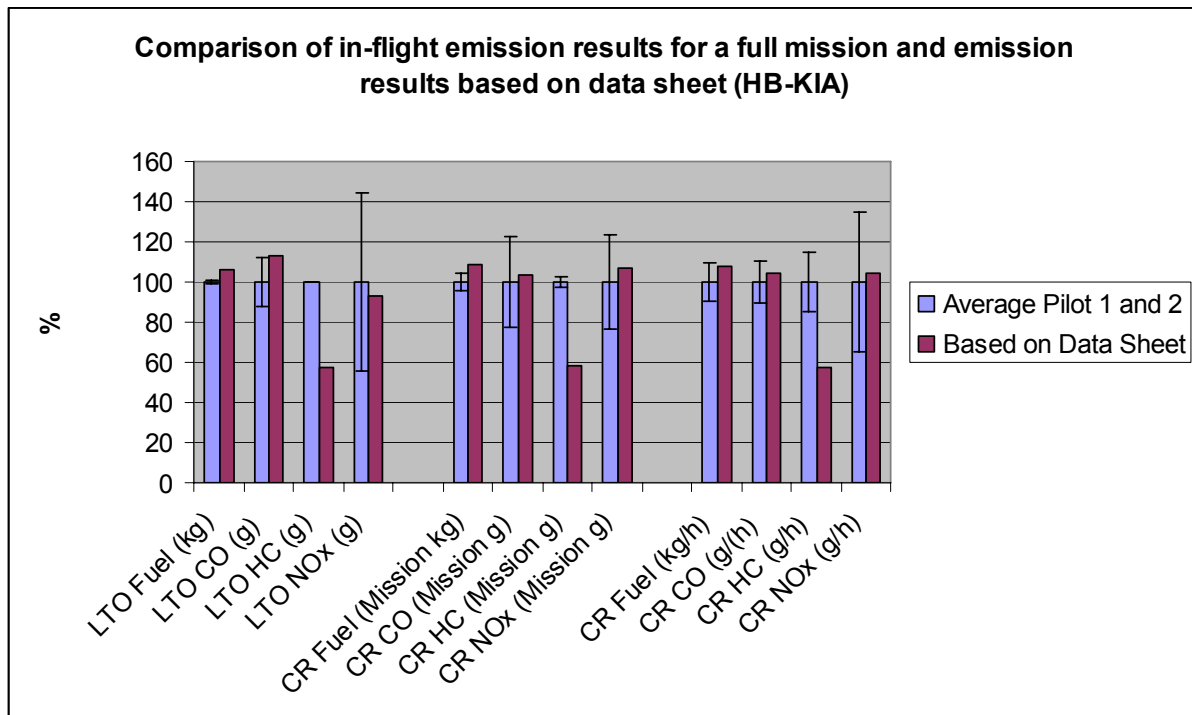


Figure 16: Relative comparison of in-flight emission results for a full mission and emission results based on the data sheet of table 3. Emission results based on ground measured data for fuel, CO and NO_x match the emissions of the selected flights by 3 to 8% difference. HC emissions, based on the data sheet, are significantly lower (by 42%). It looks as if the differences in HC emissions between in-flight and ground measurements are systematic. It must be noted that the HC emission factors presented in table 3 were measured with a FID for total HC. In-flight measurement of HC could only be done with the NDIR sensor and total HC had to be estimated (see Appendix 5). Standard deviations for in-flight emissions are only based on the two flights and are therefore not statistically robust.

5.3.3 Temperature corrections for normally aspirated carburetted aircraft piston engines

The value of ambient air density (which is a function of ambient air temperature) can influence the air/fuel ratio in the carburettor significantly, much more than ambient humidity. Changing air/fuel ratio (and therefore changing lambda) changes the value of emission factors (even with all other factors remaining constant).

To compensate for temperature effects on emission factors for normally aspirated carburetted engines, two simple correction formulas are suggested, shifting the values to approximately 15°C outside air temperature (see Appendix 5). The correction represents present state of investigation and has not been developed any further.

Table 5: Generally, lambda gets lower at higher temperatures (the engine runs „richer“). The taxi mode of this particular engine is behaving differently and is not representative for this class of engines. (Example from HB-EYS, LycO-360, Marvel carburettor).

Mode	lambda 10.03.04 /1°C	lambda 17.03.04 / 20°C	cold minus warm
TO	0.708	0.704	0.004
TO	0.704	0.692	0.012
TO	0.701	0.689	0.012
CL	0.759	0.747	0.012
CL	0.762	0.743	0.019
CL	0.757	0.732	0.025
CR	0.827	0.813	0.014
CR	0.834	0.811	0.023
CR	0.827	0.806	0.021
AP	0.763	0.746	0.017
AP	0.766	0.748	0.018

AP	0.772	0.75	0.022
TA	1.338	1.371	-0.033
TA	1.333	1.359	-0.026
TA	1.343	1.386	-0.043
CR L	0.994	0.96	0.034
CR L	1.001	0.973	0.028
CR L	0.996	0.966	0.03

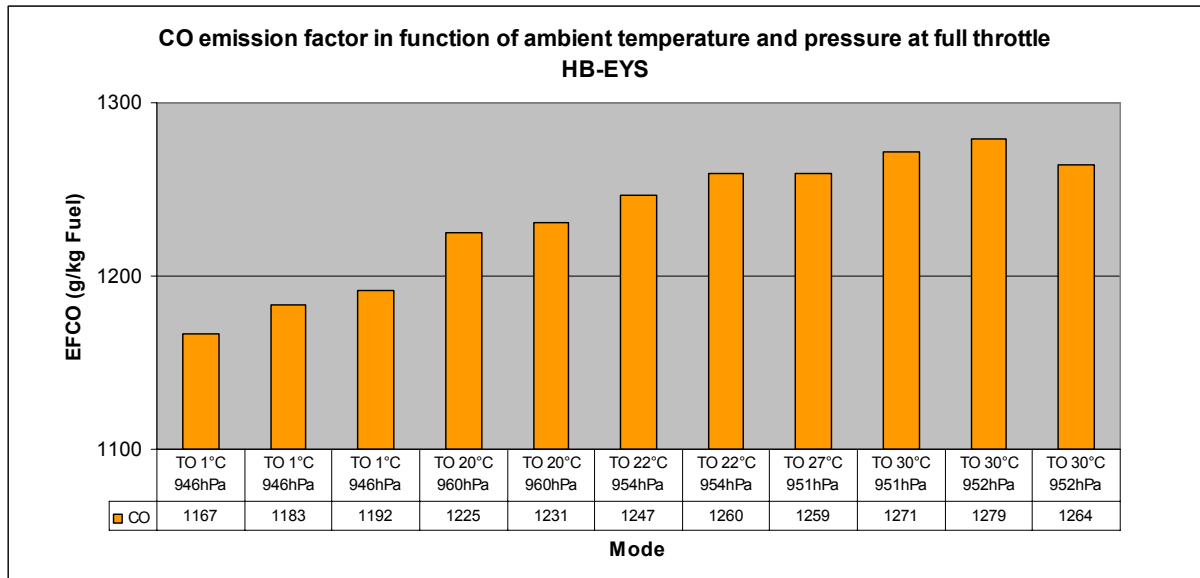


Figure 17: Example for temperature dominated EF CO increase. Ambient pressure is QFE. Several measurements at the same temperature and QFE also show statistical differences resulting from measurement inaccuracies and engine performance fluctuations.

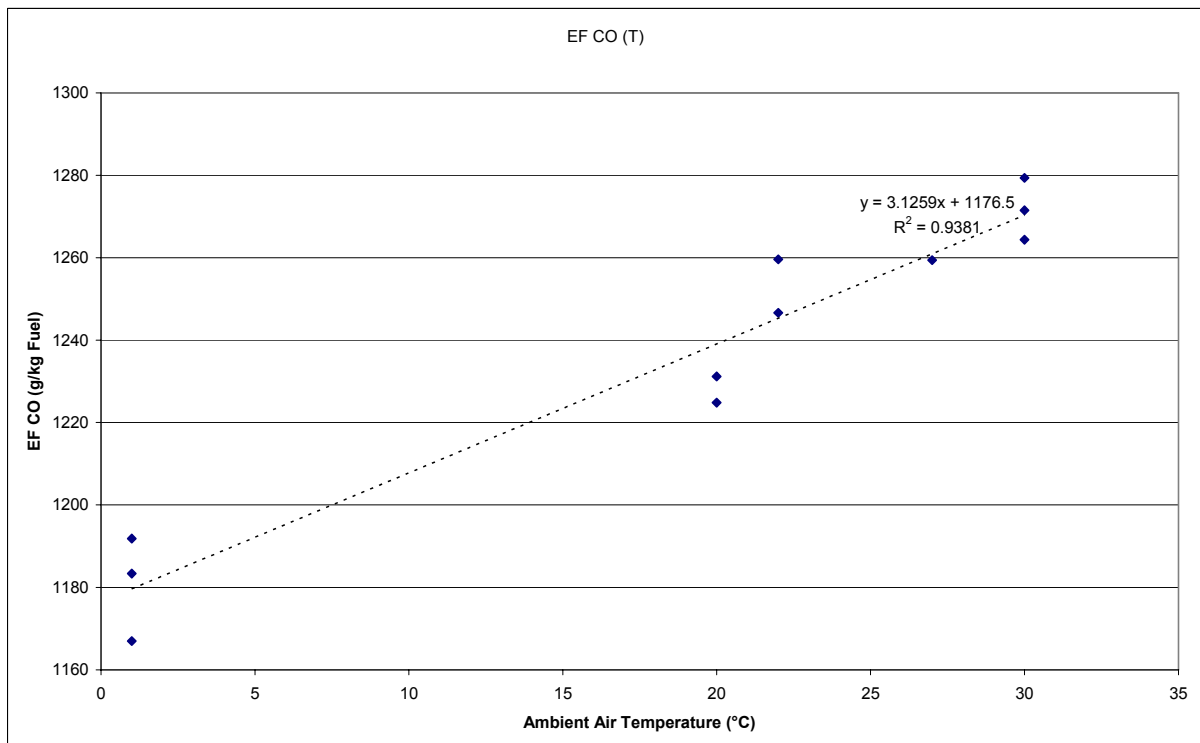
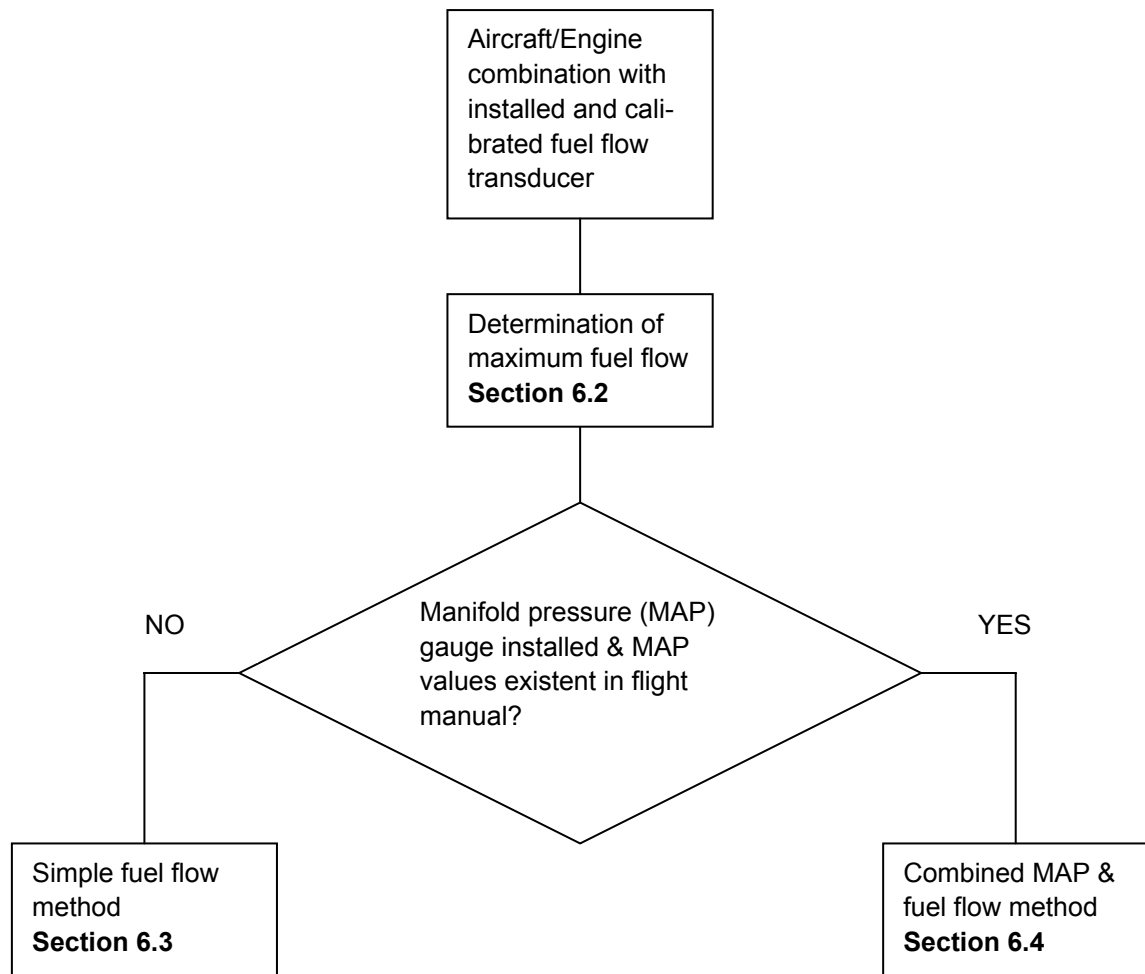


Figure 18: Example of linear correction of EF CO in function of ambient air temperature. At 15°C, the EF CO is assumed to be 1223 g/kg fuel (HB-EYS). See Appendix 5, section f) for first order approximation formulas.

6. Recommended ground measurement power setting procedures for emission tests

6.1 Selection of methodology



6.2 Procedure for determination of maximum fuel flow

6.2.1 Fuel flow calibration

The fuel flow measurement system, either already existing in the aircraft or installed for the measurements only, should be calibrated. This can normally only be done with flight testing, which requires to certify the installation. The fuel flow transducer used by FOCA (Appendix 1) is a certified design and can be installed in terms of a major aircraft modification. Calibration of the transducer was achieved by

- Marking the position of the aircraft wheels before first refuelling.
- Refuelling the aircraft with the fuel reaching a clearly defined optical reference.
- Running the fuel flow system during flights, which last several hours.
- Noting the time integrated fuel consumption indicated by the fuel flow system until next refuelling.
- Parking the aircraft with the same balance exactly at the position where the previous refuelling took place.
- Refuelling the aircraft to the previously defined optical reference.
- Noting the relation between tanked amount of fuel and fuel flow system indicated fuel consumption.
- Correcting the calibration factor according to the fuel flow transducer manual.

After installation in the aircraft, the factory pre-calibration value of the fuel flow transducer was often within 5% of the determined calibration value.

6.2.2 Preparing the aircraft for a maximum fuel flow (and emission) measurement

As mentioned before, determination of maximum fuel flow (maximum propeller horsepower) of normally aspirated piston engines should be made at low density altitudes (low ambient air temperature and high ambient air pressure conditions). At a density altitude of 0 ft, the engine will behave similar to sea level due to a similar “weight of charge” in the inlet. Practical recommendations:

- Wheels are secured with wheel chocks and fully braked by the pilot
- The measurement car is placed behind the main wing and in a sufficient distance to the tail wing, outside the propeller stream and without obstructing the aircraft, should the aircraft move forward.
- If the engine is equipped with a variable pitch propeller, the pitch setting is “high RPM”.
- The engine has to be perfectly warmed up.
- When going to full throttle, the aircraft is observed from outside with permanent radio contact between observer and pilot.
- Full throttle static conditions should generally not last more than one minute. Engine temperatures have to be observed carefully.
- This configuration can be used for the whole emission measurement



Picture 4: Determination of maximum fuel flow (static measurement). The aircraft brakes are fully applied and the wheels secured by wheel chocks.

After determination of maximum fuel flow, the engine is idling at the RPM which is suggested according to the aircraft flight manual (AFM), in order to cool down. During this time, the corresponding fuel flows, belonging to Climb out, Cruise (mixture rich) and Approach can be calculated, as described in section 6.3 and 6.4 respectively.



Picture 5: Emission measurement of a Microlight (Swiss Ecolight) aircraft, normally used for glider towing. The power to weight ratio of this aircraft is such that the towing rope is necessary to hold the aircraft in position during full throttle operation.

6.3 Simple fuel flow method

6.3.1 Fuel flow for all modes

All power settings are derived from the following table:

Table 6: Percent of maximum fuel flow for all selected aircraft modes (mixture “full rich”)

Mode	% of maximum fuel flow
Take off	100
Climb out	85
Cruise	65
Approach	45
Taxi	AFM

The power setting for the different modes is established by adjusting the throttle to bring the indicated fuel flow to the corresponding % that has been calculated out of the maximum fuel flow.

Important:

- If the engine has manual mixture adjustments, all settings from table 6 correspond to mixture “full rich”.
- The taxi mode is treated differently: The engine is running at the recommended RPM for warm up according to the AFM/engine operation manual. Therefore, in order to measure taxi mode, the engine power is set by the recommended engine RPM and the resulting fuel flow is measured.

- Cruise power for engines with manual mixture control: The initial power setting is adjusted with “mixture full rich” at 65% of maximum fuel flow, according to table 6. The final cruise setting (CRUISE LEAN) for the measurement will be obtained by leaning the mixture to **lambda = 0.93** (see 5.3.1), while maintaining the RPM from the initial power setting. (It is recommended to use an exhaust emission measurement system, which is capable of computing the lambda values from measured concentrations instantly, see more details in 6.3.2.)

Example: Max. fuel flow = 70 liter / hour

- ➔ Climb out setting = 70 liter /hour * 0.85 = 60 liter / hour
- ➔ Cruise **initial** setting with mixture full rich = 46 liter / hour
- ➔ Cruise lean setting by leaning to lambda = 0.93 and maintaining RPM. Now, the fuel flow and emission concentrations are measured. Fuel flow is usually between 50 and 55% of maximum fuel flow and would result in around 37 liter / hour for this example
- ➔ Approach setting = 32 liter / hour
- ➔ Taxi setting = Taxi RPM according engine/aircraft manual, usually around 7 liters / hour.

6.3.2 Recommended procedure

- We recommend going from high power to low power measurements, at least three measurements per power mode and a VHF radio communication between pilot and measurement team.
- The first measurement would be again the maximum fuel flow (max. power) measurement. At this occasion, the repetition of maximum fuel flow is a check for the first maximum fuel flow measurement.
- As soon as measured concentrations are stable, data are recorded. The pilot should note at least fuel flow, RPM and engine temperatures during the measurements. (This can be a demanding task, with the airframe vibrating and having to hold the throttle lever in its position.)
- After the measurements, the engine power is reduced to the recommended Taxi/Idle setting for cooling down.
- The measurement for climb out mode is prepared and if necessary, measurement equipment is checked again for calibration and zero points.
- The pilot is then asked to set the throttle to reach the climb out fuel flow value, calculated as described above. As soon as the fuel flow reading is reported to be stable and measured concentrations are stable, the next data recording begins. The pilot should note at least fuel flow, RPM and engine temperatures during the measurements, as above.
- After measurement, the engine power is again reduced to the recommended Taxi/Idle setting for cooling down.
- This procedure is repeated down to taxi mode.

Cruise mode:

- As described in the example above, **the measurement of the cruise mode is special, if the engine is equipped with a manual mixture adjustment.** The pilot is asked to set the throttle to reach the cruise fuel flow value at mixture “full rich”, calculated as described above. As soon as the fuel flow reading is reported to be stable, the mixture is slowly leaned to lambda = 0.93. The corrections (“a bit richer, a bit leaner”) are transmitted from the measurement team to the pilot. The pilot has to make sure that RPM remain constant. If not, a throttle adjustment is necessary, followed by a mixture adjustment. At stable conditions, the data recording begins. The pilot should again note at least fuel flow, RPM and engine temperatures after stable conditions have been established, as mentioned above. The adjustment of static cruise power can take more than one minute and therefore it is vital to observe engine temperatures carefully. Engine cylinder head temperatures are rising and there is less engine cooling, because the aircraft is not moving forward.

6.4 Combined MAP & fuel flow method

More complex aircraft, especially those fitted with a variable pitch propeller or even constant speed propeller need a MAP gauge, which is generally a reasonable power indicator (see section 3). Engine parameter comparison of in-flight and ground measurements showed a potential for improvements by use of MAP. **This method is referred as “V5” in FOCA piston engine emissions data sheets.**

6.4.1 Preparations

From Airplane Operations Manual (AFM), typical MAP values for **climb and cruise mode** are recorded. We suggest a reference pressure altitude of sea level for climb mode and 5000ft for cruise mode.

Normally, no MAP values are given in the AFM for **approach mode**. From in-flight test we recommend a pre-selected mean value of **18 InHg and minimum 44% of maximum fuel flow at mixture “full rich”** (Appendix 2).

The MAP values are input to the measurements, as shown with the orange fields in figure 19.

For **take-off mode**, no pre-selected MAP value is necessary. However, at full power with a normally aspirated engine, the value is an indication for ambient air pressure. Near sea level it can read around 29 InHg (Because of some inefficiencies in the engine induction system it does not fully reach the value of ambient air pressure with the engine running at full power). However, it is possible to get nearly 100% of rated maximum propeller horsepower at 27 InHg too, if the air is cold and therefore dense enough. That is one reason, why we recommend doing the measurements at low altitude airports and cold ambient temperatures (low density altitudes). With the variable pitch propeller, a pre-selected RPM value, normally the maximum allowed RPM for take-off, is necessary. This is indicated in the dark blue fields in figure 19. For all static ground measurements we recommend to leave propeller pitch at “high RPM”.

Taxi mode power is selected by RPM, according to AFM, as with the simple fuel flow method. RPM input is indicated in light blue in figure 19. MAP and fuel flow for taxi mode will result from measurements.

	US gal/h	US gal/h or l/h			1/min.	1/min.		
Max. FF R			(AFM/Test)		RPM TA		RPM TO	(AFM)
	In HG	ft			In HG	ft		
MAP 65%CR			(AFM)		MAP 85% CL			(AFM)
	In HG	ft			In HG	ft		
MAP AP			(Test)		MAP TA			(Test)

Meas. Nr.	Mode/Mixt.	MAP	FF	FF/ MFF (%)	FF Check	MAP	RPM input	RPM	λ input	λ
1	TO	F.T.			min. 95					
2	TO	F.T.			min. 95					
3	TO	F.T.			min. 95					
4	CL	0.0			min. 77					
5	CL	0.0			min. 77					
6	CL	0.0			min. 77					
7	CR R	0.0			min. 51					
8	CR R	0.0			min. 51					
9	CR R	0.0			min. 51					
10	CR L	0.0			min. 45				0.93	
11	CR L	0.0			min. 45				0.93	
12	CR L	0.0			min. 45				0.93	
13	AP	0.0			min. 44					
14	AP	0.0			min. 44					
15	AP	0.0			min. 44					
16	TA	0.0			min. 09					
17	TA	0.0			min. 09					
18	TA	0.0			min. 09					

Figure 19: Engine data input and recording sheet used by FOCA. All entries from measurements go into the yellow coloured fields, brown fields are MAP predefined values, red fields the calculated relations of measured fuel flow to maximum fuel flow and green fields contain minimum percentage of maximum fuel flow that should be achieved in the power setting (fuel flow check).

6.4.2 Recommended procedure

- We recommend going from high power to low power measurements with at least three measurements per power mode
- There should be a VHF radio communication between the pilot and the measurement team.
- All measurements should be done with propeller pitch “high RPM”.
- The first measurement would be again the maximum fuel flow (max. power) measurement. At this occasion, the repetition of maximum fuel flow is a check for the first maximum fuel flow measurement.
- As soon as measured concentrations are stable, data are recorded. The pilot should note at least fuel flow, RPM and engine temperatures during the measurements. (This can be a demanding task, with the airframe vibrating and having to hold the throttle lever in its position.)
- After the measurements, the engine power is reduced to the recommended Taxi/Idle setting for cooling down.
- The measurement for climb out mode is prepared and if necessary, measurement equipment is checked again for calibration and zero points.
- The pilot is then asked to set the throttle to reach the climb out MAP value. As soon as the MAP reading is reported to be stable and measured concentrations are stable, the next data recording begins. The pilot should note at least fuel flow, RPM and engine temperatures during the measurements, as above. The fuel flow is transmitted to the measurement team and it is checked that the value fulfills the minimum requirement (E.g. minimum 77% of the maximum fuel flow for climb, see figure 17, green column). If the minimum fuel flow is not reached, throttle should be increased accordingly.
- After measurement, the engine power is again reduced to the recommended Taxi/Idle setting for cooling down.
- This procedure is repeated down to taxi mode.

Cruise mode:

- As described in the simple fuel flow method, **the measurement of cruise mode** following the climb mode **is special, if the engine is equipped with a manual mixture adjustment**. The pilot is asked to set the throttle to reach the cruise MAP value at mixture “full rich”. As soon as the MAP, RPM and fuel flow reading are reported to be stable, the mixture is slowly leaned to $\lambda = 0.93$. The corrections (“a bit richer, a bit leaner”) are transmitted from the measurement team to the pilot. The pilot has to make sure that RPM remain constant. If not, a throttle adjustment is necessary, followed by a mixture adjustment. At stable conditions, the data recording begins. The pilot should again note at least fuel flow, RPM and engine temperatures after stable conditions have been established, as mentioned above. Again, the adjustment of static cruise power can take more than one minute and therefore it is vital to observe engine temperatures carefully. Engine cylinder head temperatures are usually rising and there is less engine cooling, because the aircraft is not moving forward.

7. Example for measurement documentation

FOCA Groundmeasurement		VERSION I.V5	Injected Eng./CS Prop.	Meas. Nr.	78	A/C Reg.	HB	NCO
Aircraft	Commander 114			Full Cycle				
Engine	Lyc IO-540-T4A5D	Engine Hours	1817					
Prop	HC-C2YR-1	Fuel Injector	standard					
Silencer	standard	Rated P. (HP)	260					
Fuel	AVGAS 100LL							
Equipment	Stargas 898, Mexa-1150 HFID							
Day	13. Dez 06	Wind (° / kn)	calm	Dewpoint (°C)	NIL	Airport (ft)	1575	
Begin LT	14.57 Uhr	Air T (°C)	3	QNH (hPa)	1031	PA	1071	
						DA	9	
Max. FF R	US gal/h	US gal/h or l/h	85	(AFM/Test)				
MP 65% CR	In HG	ft	SL	(AFM)				
MP AP	In HG	ft	SL	(Test)				
RPM TA	1/min.	1/min.	1000	2700	RPM TO	(AFM)		
MP 85% CL	In HG	ft	25	SL	(AFM)			
MP TA	In HG	ft	11.8		(Test)			

Meas. Nr.	Mode/Mixt.	% Power	FF	FF/ MFF (%)	FF Check	MP	RPM input	RPM	λ input	λ
1	TO	F.T.	84	99	min. 95	27.2	2700	2620		0.749
2	TO	F.T.	83	98	min. 95	27.2	2700	2620		0.749
3	TO	F.T.	83	98	min. 95	27.2	2700	2620		0.749
4	CL	25.0	74	87	min. 77	25		2590		0.76
5	CL	25.0	74	87	min. 77	25		2590		0.759
6	CL	25.0	74	87	min. 77	25		2590		0.757
7	CR R	22.5	61	72	min. 51	22.5		2480		0.773
8	CR R	22.5	61	72	min. 51	22.5		2480		0.773
9	CR R	22.5	61	72	min. 51	22.5		2480		0.771
10	CR L	22.5	49	58	min. 45	22.5		2350	0.93	0.947
11	CR L	22.5	49	58	min. 45	22.5		2350	0.93	0.95
12	CR L	22.5	49	58	min. 45	22.5		2350	0.93	0.943
13	AP	17.9	37	44	min. 44	18		2120		0.809
14	AP	17.9	37	44	min. 44	18		2120		0.811
15	AP	17.9	37	44	min. 44	18		2120		0.812
16	TA	11.8	12	14	min. 09	11.8	1000	1000		0.8
17	TA	11.8	12	14	min. 09	11.8	1000	990		0.794
18	TA	11.8	13	15	min. 09	11.8	1000	980		0.781

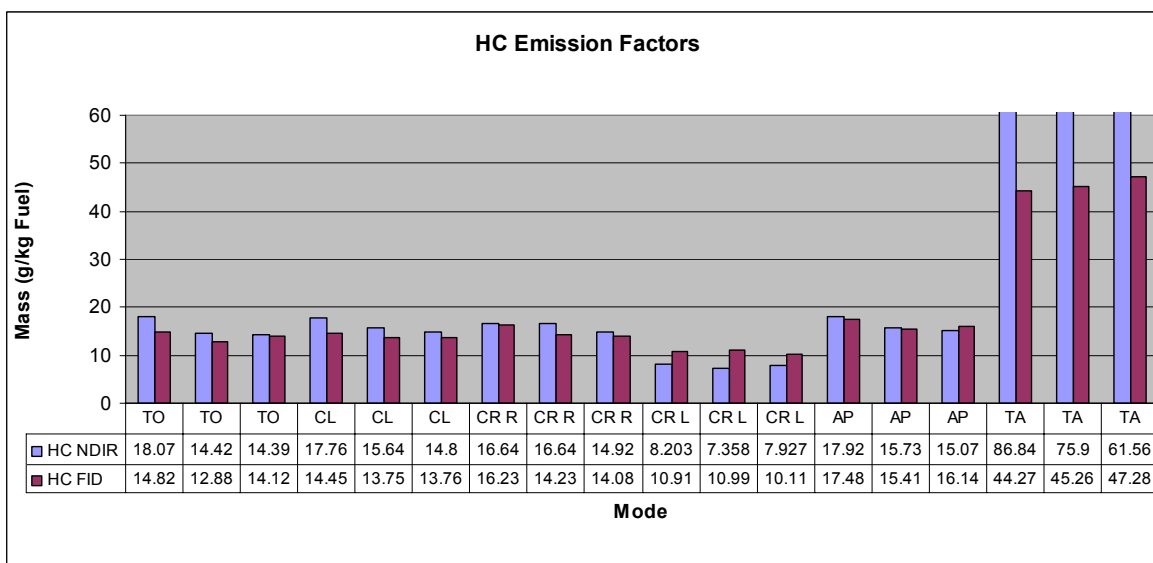
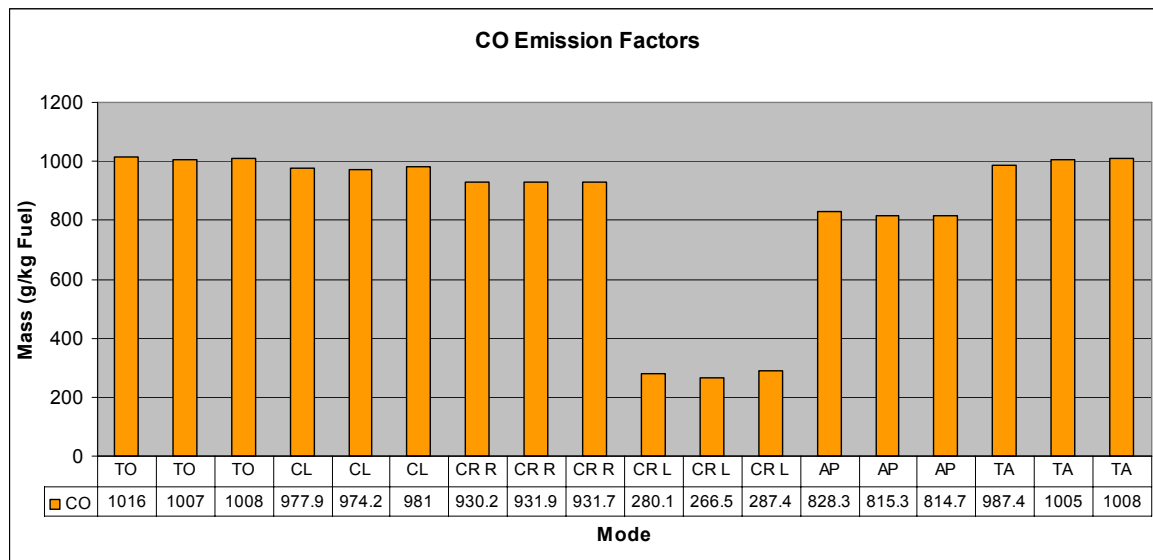
Figure 20: Practical example of the engine data input file for a Lyc IO-540 measurement (Aircraft HB-NCO). The file contains relevant aircraft and engine data, ambient conditions and (in this case) predefined MAP values from AFM, measured fuel flow, MAP, RPM and lambda (compare to figure 19).

Stargas NDI Horiba FID												
Meas. Nr.	Mode/Mixture	FF	CO (Vol. %)	CO2 (Vol. %)	HC (ppm)	HC (ppmC)	O2 (Vol. %)	NO (ppm)	Lambda	Airpr. (hPa)	Humidity	Air T (°C)
1	TO	84	9.027	8.68	170	2300	0.16	198	0.749	964		3
2	TO	83	8.954	8.79	136	2000	0.09	165	0.749	964		3
3	TO	83	8.994	8.79	136	2200	0.09	127	0.749	964		3
4	CL	74	8.528	8.85	164	2200	0.17	226	0.76	964		3
5	CL	74	8.522	8.92	145	2100	0.11	180	0.759	964		3
6	CL	74	8.571	8.85	137	2100	0.1	137	0.757	964		3
7	CR R	61	7.877	8.97	149	2400	0.15	251	0.773	964		3
8	CR R	61	7.877	8.97	149	2100	0.15	251	0.773	964		3
9	CR R	61	7.96	9.07	135	2100	0.1	216	0.771	964		3
10	CR L	49	2.058	12.63	64	1400	0.25	2191	0.947	964		3
11	CR L	49	1.945	12.64	57	1400	0.24	2296	0.95	964		3
12	CR L	49	2.116	12.61	62	1300	0.2	2066	0.943	964		3
13	AP	37	6.782	9.49	155	2500	0.35	364	0.809	964		3
14	AP	37	6.664	9.61	136	2200	0.3	389	0.811	964		3
15	AP	37	6.649	9.59	130	2300	0.31	389	0.812	964		3
16	TA	12	8.173	7.89	744	6400	1.77	42	0.8	964		3
17	TA	12	8.389	7.8	655	6600	1.7	39	0.794	964		3
18	TA	13	8.547	7.86	538	7000	1.34	40	0.781	964		3

Figure 21: Measured exhaust concentrations (Measurement HB-NCO). Data entries are checked for plausibility and variation (First measurement quality check).

Meas Nr.	NDIR		FID	EI NOx [g/kg]	LTO
	EI CO [g/kg]	EI HC [g/kg]	EI HC [g/kg]		
1	1015.51348	18.0651925	14.8165072	3.041351843	TO
2	1006.90822	14.4248084	12.8788933	2.533471117	TO
3	1008.03576	14.3923887	14.1195705	1.94350651	TO
4	977.859871	17.7578546	14.4453432	3.538319905	CL
5	974.182434	15.6446866	13.746553	2.809509427	CL
6	980.950534	14.8000098	13.7629223	2.140895179	CL
7	930.226235	16.6431938	16.2298584	4.047256074	CR R
8	931.862325	16.6431938	14.2261031	4.054374423	CR R
9	931.68529	14.9187271	14.0750912	3.451986958	CR R
10	280.070402	8.20343786	10.9100221	40.71209449	CR L
11	266.544	7.35811704	10.9863414	42.96159664	CR L
12	287.420635	7.92668518	10.111635	38.31702853	CR L
13	828.306316	17.9240617	17.4843281	6.070071338	AP
14	815.276508	15.7268266	15.4123325	6.497985909	AP
15	814.676326	15.0659279	16.1373549	6.50785081	AP
16	987.375305	86.835632	44.2747876	0.692802229	TA
17	1004.68735	75.897227	45.2626966	0.637741339	TA
18	1008.17031	61.5586021	47.281799	0.644227734	TA

Figure 22: Calculated emission factors (according Appendix 5)



Figures 23 and 24: Visualization of CO and HC emission factors for the measured engine modes.

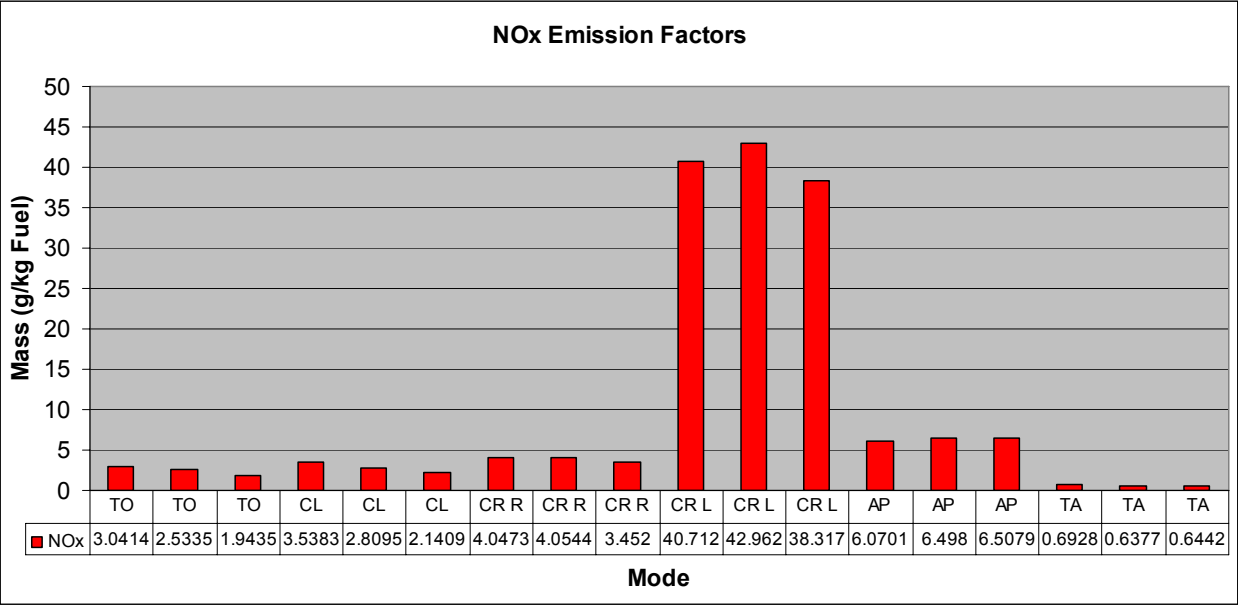
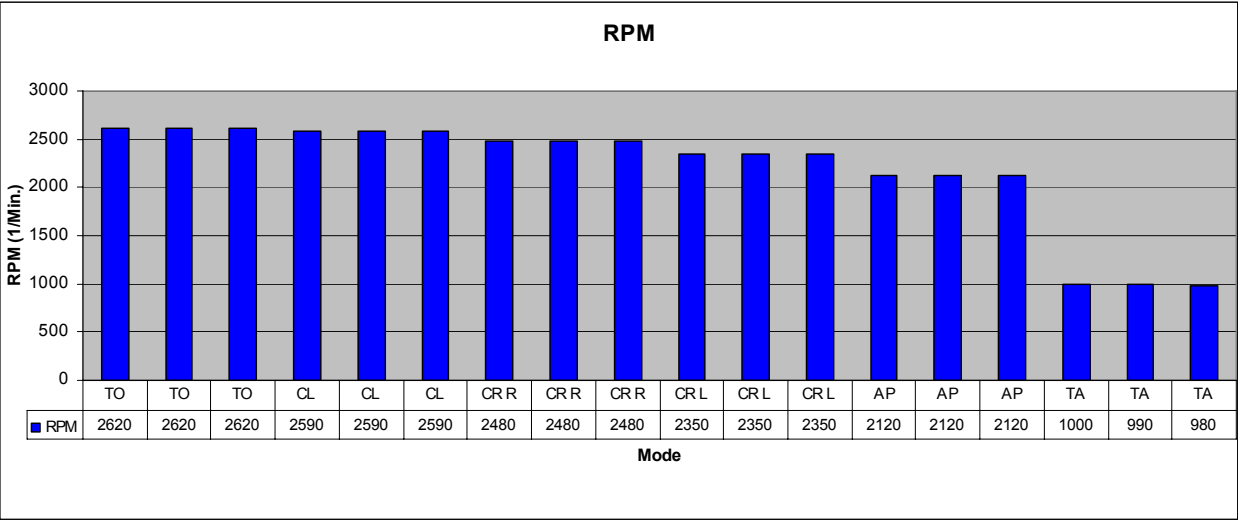
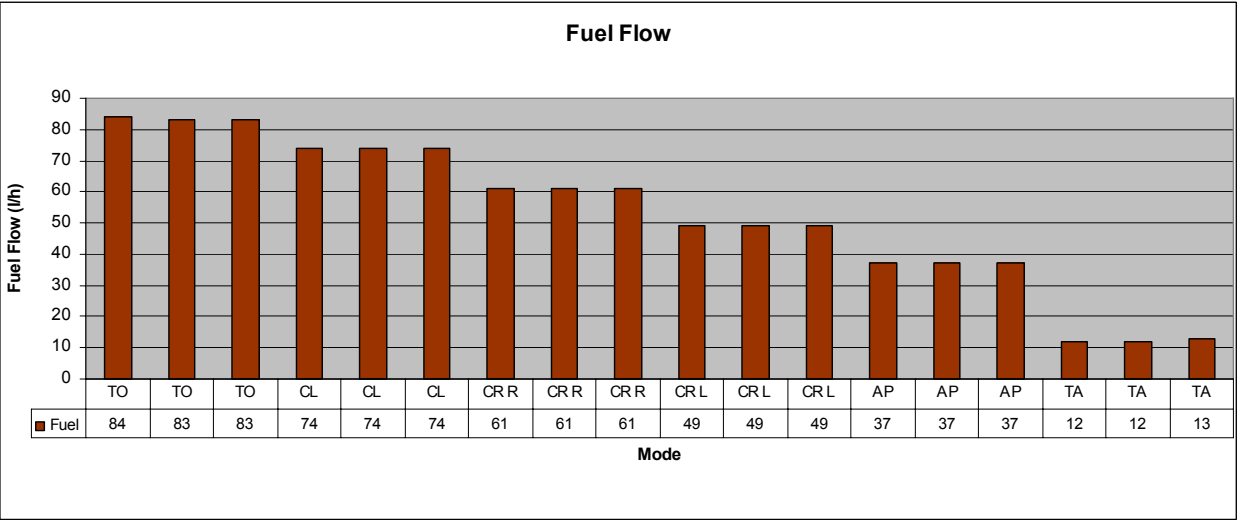
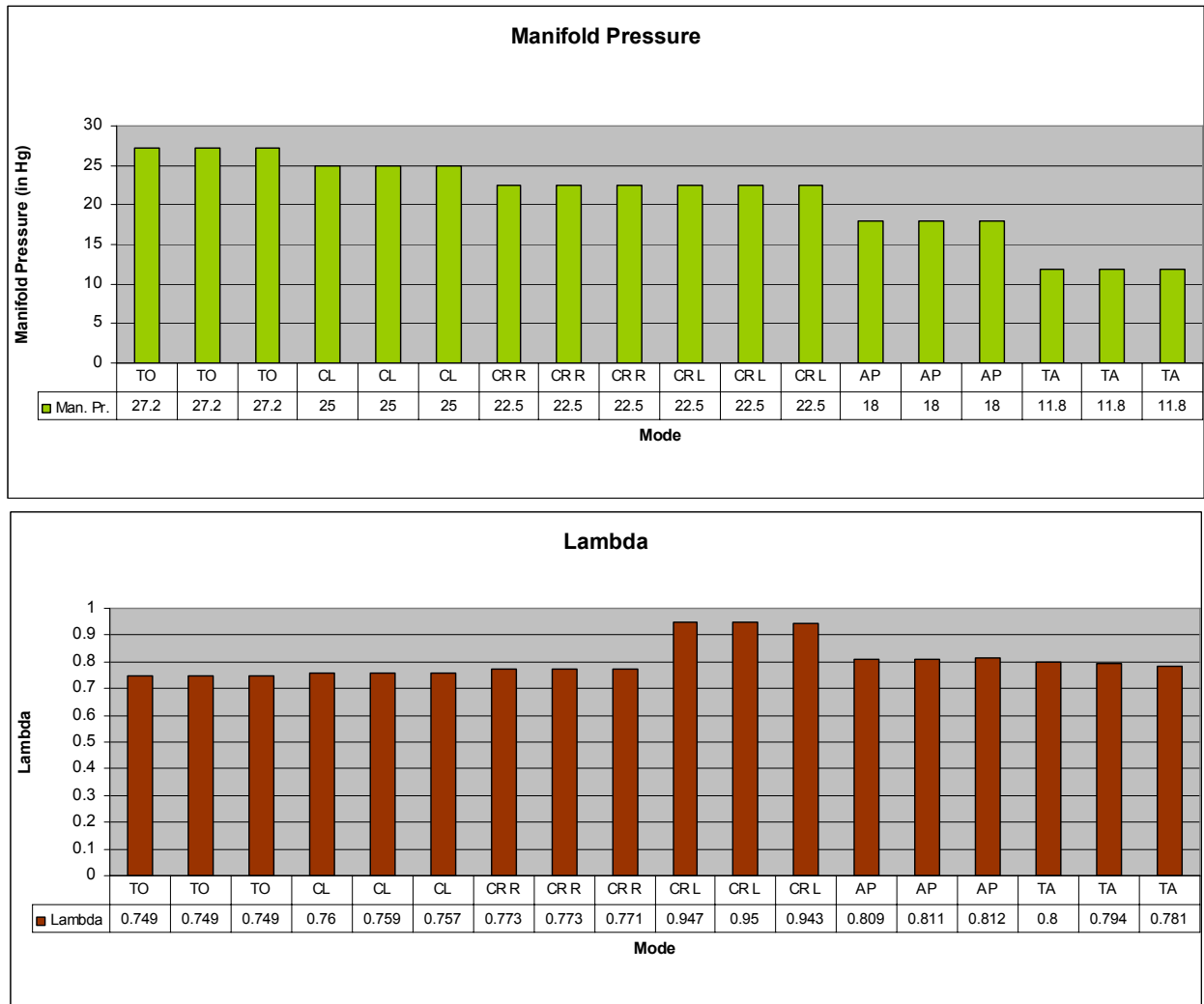


Figure 25: Visualization of NO_x emission factors for the measured engine modes. Visualization is used for a second measurement quality check.



Figures 26 and 27: Visualization of measured fuel flow and RPM. During subsequent measurements of one particular power mode, fuel flow and RPM should be maintained constant.



Figures 28 and 29: Visualization of measured MAP and lambda. During subsequent measurements of one particular power mode, MAP should be maintained constant and lambda should result in practically constant values. (Third check for measurement quality). For engines with manual air/fuel mixture adjustment, like the engine measured in this example, the CR L (cruise leaned) lambda value should be kept constant as well, with a value around 0.93, as described in 6.3.1, 6.3.2 and 6.4.2. In this example, the CR L lambda values vary between 0.943 and 0.95.

Statistical Basis for Calculation	
Number of Measurements per powersetting	3
Factor for 90% Confidence Level (T-Test, Assumption: Normal Distribution)	2.92

Figure 30: Before computing mean values per power mode, the statistical functions for determining a 90% confidence interval are defined. For this very small sample of only three measurements per power mode, a T-test is suggested.

TO	Emp. Mean	Emp. St.Dev.	Mean stat. Error	90% CI	Fuel Flow (kg/s)
EI CO [g/kg]	1010.15	4.68	2.70	4.47	0.0167
EI HC [g/kg]	13.94	0.98	0.57	2.05	
EI NOx [g/kg]	2.51	0.55	0.32	1.53	

CL	Emp. Mean	Emp. St.Dev.	Mean stat. Error	90% CI	Fuel Flow (kg/s)
EI CO [g/kg]	977.66	3.39	1.96	3.80	0.0148
EI HC [g/kg]	13.98	0.40	0.23	1.30	
EI NOx [g/kg]	2.83	0.70	0.40	1.73	

CR	Emp. Mean	Emp. St.Dev.	Mean stat. Error	90% CI	Fuel Flow (kg/s)
EI CO [g/kg]	931.26	0.90	0.52	1.96	0.0122
EI HC [g/kg]	14.84	1.20	0.69	2.26	
EI NOx [g/kg]	3.85	0.35	0.20	1.21	

AP	Emp. Mean	Emp. St.Dev.	Mean stat. Error	90% CI	Fuel Flow (kg/s)
EI CO [g/kg]	819.42	7.70	4.45	5.73	0.0074
EI HC [g/kg]	16.34	1.05	0.61	2.12	
EI NOx [g/kg]	6.36	0.25	0.14	1.03	

TA	Emp. Mean	Emp. St.Dev.	Mean stat. Error	90% CI	Fuel Flow (kg/s)
EI CO [g/kg]	1000.08	11.14	6.43	6.89	0.0025
EI HC [g/kg]	45.61	1.53	0.88	2.56	
EI NOx [g/kg]	0.66	0.03	0.02	0.36	

CR L	Emp. Mean	Emp. St.Dev.	Mean stat. Error	90% CI	Fuel Flow (kg/s)
EI CO [g/kg]	278.01	10.59	6.11	6.72	0.0098
EI HC [g/kg]	10.67	0.48	0.28	1.44	
EI NOx [g/kg]	40.66	2.32	1.34	3.15	

Figure 31: Calculation of empirical mean, empirical standard deviation, mean statistical error and 90% confidence interval based on T-test. Mean HC emission factors are only based on the FID values. The fuel flow in kg/s is calculated from fuel flow in litres/hour by using a fuel density of 0.72 kg/litre, if actual density at 15°C is not known.

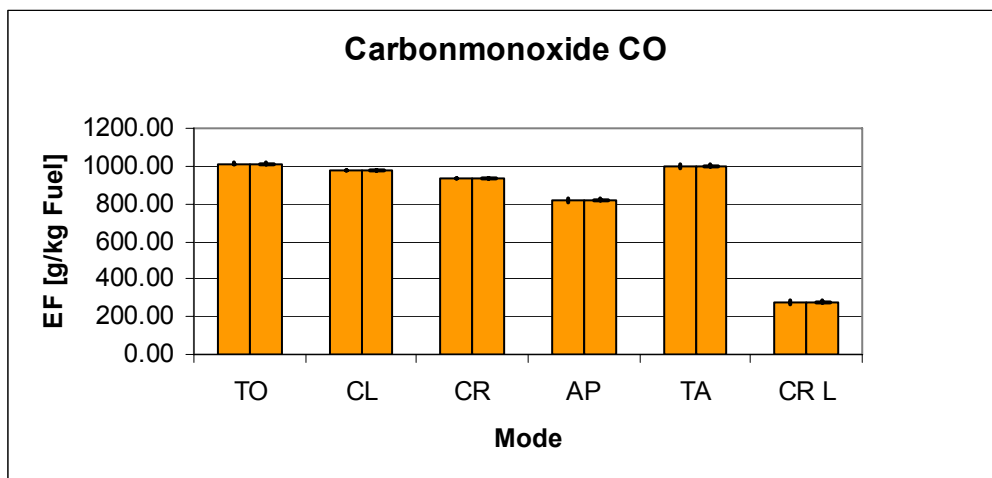


Figure 32: Visualization of mean statistical error and 90% confidence interval (two bars with emission factor value for each power mode) for EF CO.

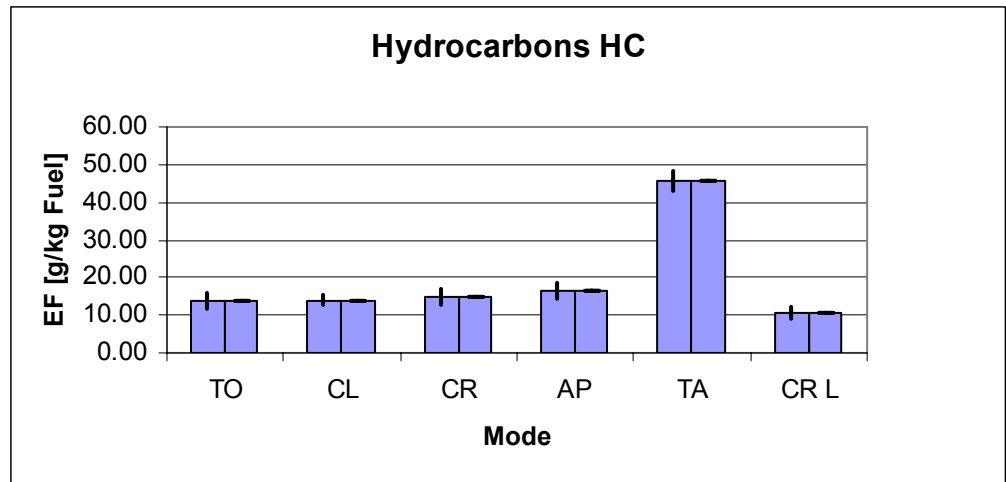


Figure 33: Visualization of mean statistical error and 90% confidence interval (two bars with emission factor value for each power mode) for EF HC (based on FID).

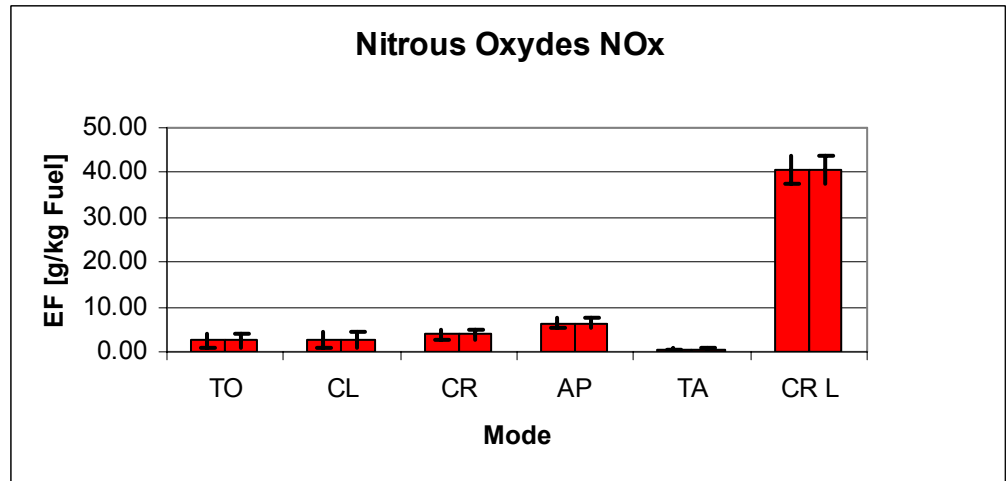
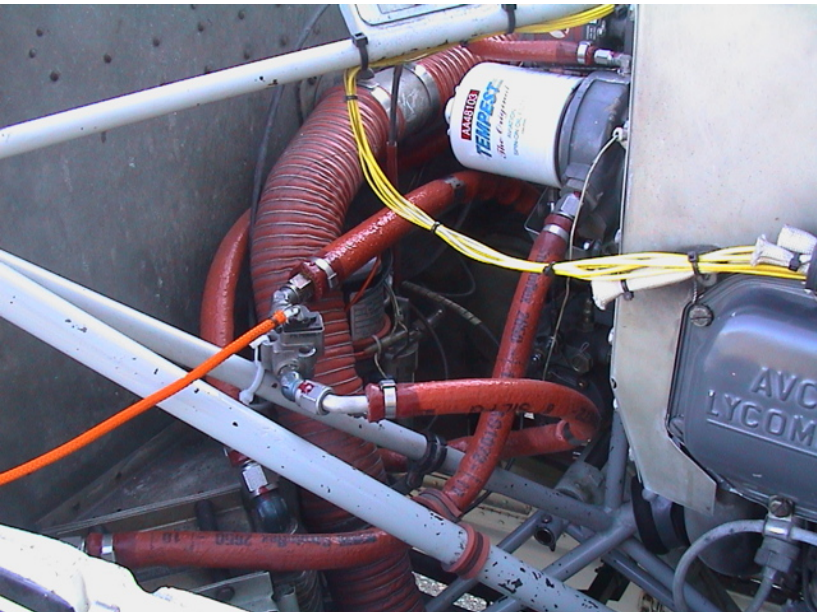


Figure 34: Visualization of mean statistical error and 90% confidence interval (two bars with emission factor value for each power mode) for EF NO_x. Please note the limitations for NO_x measurements with the FOCA low-cost measurement system, as described in Appendix 1 and 5. Systematic errors are not included in this statistical analysis.



Picture 6: Documentation of the fuel flow transducer installation (in the middle of the picture). The orange wire leaving to the left is carrying the pulses from the transducer to the fuel flow indicator in the cockpit. This installation is NOT certified for in-flight operation.



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Federal Office of Civil Aviation, Environmental Affairs
ENGINE EXHAUST EMISSIONS MEASUREMENT
PISTON ENGINES

ENGINE IDENT	Lyc IO-540-T4A5D	INJECTOR	standard
UNIQUE ID NUMBER	PF12	INJECTION NOZZLE	-
ENGINE TYPE	6Cyl. 4Stroke Air cooled	RATED POWER (P _{oo}) (HP)	260
PROPELLER TYPE	HC-C2YR-1		

DATA STATUS

x EMISSION INVENTORY
PRE-REGULATION
CERTIFICATION
REVISED

TEST ENGINE STATUS

NEWLY MANUFACTURED ENG.
x USED ENGINE
DEDICATED TO PRODUCTION
OTHER (SEE REMARKS)

MEASUREMET STATUS

x GROUND BASED FIXED PITCH PROP
GROUND BASED VARIABLE PITCH PROP

CURRENT ENGINE STATUS

x IN PRODUCTION
OUT OF PRODUCTION
OUT OF SERVICE

EMISSIONS STATUS

DATA CORRECTED TO REFERENCE TEMPERATURE
DATA CORRECTED TO REFERENCE (ANNEX 16 VOLUME II)
IV5 CALCULATION METHODOLOGY VERSION NUMBER

MEASURED DATA

MODE	POWER SETTING (%)	TIME (minutes)	FUEL FLOW (kg/s)	EI HC (g/kg)	EI CO (g/kg)	EI NOx (g/kg)	PM (...)
TAKE-OFF	100	0.3	0.0167	13.9	1010	3	
CLIMB OUT	85	2.5	0.0148	14.0	978	3	
CRUISE	65	60	0.0122	14.8	931	4	
APPROACH	45	3	0.0074	16.3	819	6	
TAXI	12	12	0.0025	45.6	1000	1	
CRUISE LEAN	65	60	0.0098	10.7	278	41	
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)			5.63	138	5341	17	
CRUISE 1HOUR FUEL (kg) or EMISSIONS (g)			35.3	376	9808	1435	
NUMBER OF TESTED ENGINES			1	1	1	1	
NUMBER OF TESTS			3	3	3	3	

ATMOSPHERIC CONDITIONS

BAROMETER QNH (hPa) 1031
TEMPERATURE (°C) 3
DEW POINT (°C) -
DENSITY ALTITUDE (ft) 9

FUEL

SPEC AVGAS 100LL
HC C7H13

MANUFACTURER:

TEST ORGANIZATION: FOCA
TEST LOCATION: LSPL
TEST DATES: 13. Dez 06

REFERENCE:

33-05-003.001 groundmeasurement78.injected.
constantspeed.IV5.1.HBNCO_061213_rit
Expert: T. Rindlisbacher

REMARKS:

Figure 35: Final data sheet for Lyc IO-540-T4A5D as provided by FOCA for download.



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Federal Department of the Environment, Transport, Energy and
Communications DETEC

Federal Office of Civil Aviation FOCA

Aviation Policy and Strategy
Environmental Affairs

AIRCRAFT PISTON ENGINE EMISSIONS

Appendix 4: Nanoparticle Measurements and Research for Cleaner AVGAS



Picture 1: Nanoparticle measurements of two different aircraft piston engines fuelled with leaded and unleaded aviation gasoline. (Oberpfaffenhofen Airport (EDMO), Germany)

FOCA, CH-3003 Bern

Reference: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT

Contact person: Theo Rindlisbacher

Tel. +41 31 325 93 76, Fax +41 31 325 92 12, theo.rindlisbacher@bazi.admin.ch

This document has been released for publication by FOCA, Aviation Policy and Strategy, Director M. Zuckschwerdt, 11.06.2007

Contents

	Page
1. Background, motivation and project partners	3
1.1 Research programme	3
1.2 Research goals	3
2. General results for nanoparticle emissions of an aircraft gasoline engine, running under rich air/fuel conditions (AVGAS 100 LL)	3
2.1 Preparations	3
2.2 SMPS™ system layout and description for particle measurements	4
2.3 Results	6
2.4 Picture documentation of first non-volatile nanoparticle measurements	9
3. Looking for particle emission improvements: First tests with unleaded AVGAS (AVGAS 91/96 UL)	11
3. 1 Introduction and description of AVGAS 91/96 UL	11
3.2 Composition of measured AVGAS 100LL (560 mg Pb / liter)	11
3.3 Used aircraft	12
3.4 Results for HB-EYS	12
3.5 Conclusion for HB-EYS tests	13
3.6 Results for SE-KEI	13
3.7 Air/fuel mixture ratio for HB-EYS and SE-KEI	14
3.8 Discussion	15
3.9 Conclusions for AVGAS 91/96 UL	15
4. Change from SMPS™ to Engine Exhaust Particle Sizer™ (EEPS 3090™) system for aircraft piston engine nanoparticle measurements	15
4.1 Introduction	15
4.2 EEPS™ system description	15
4.3 Application of EEPS™ for aircraft piston engine measurements	16
4.4 EEPS™ results	18
4.5 First conclusions for EEPS™ measurements	19
5. Research for AVGAS 100LL substitution and emission reduction	19
5.1 Test fuels	20
5.2 Test location	20
5.3 Used aircraft	20
5.4 Measurement systems	20
5.5. Power settings	21
5.6 Results	22
5.7 Discussion	31
5.8 First conclusions	32

1. Background, motivation and project partners

The results for most in-flight tests documented in Appendix 2 showed engine operation at extremely rich air/fuel ratios. It is known that fuel rich conditions can form soot nanoparticles even in gasoline engines. Given the fact that standard aviation gasoline is still leaded today, there was even more evidence for possible nanoparticle emissions.

Through the European AERONET network, Swiss FOCA started collaboration with the Institute of Combustion Technology of the German Aerospace Centre (DLR) in Stuttgart (Germany), recognizing their vast experience in nanoparticle measurement techniques and their high reputation in research of aero engine combustion processes. DLR Oberpfaffenhofen (Germany) provided the necessary infrastructure for the aircraft on ground measurements at Oberpfaffenhofen Airport (Germany).

At the same time and through AERONET as well, Swiss FOCA got to know Swedish HjelmcöTM Company, the only producer of lead free AVGAS worldwide, which is meeting ASTM D910 AVGAS specifications. The company can in 2007 claim more than 26 years of lead free AVGAS flying experience in Sweden.

At a later step, collaboration started with German TSITM. The company provided their fast response engine exhaust particle sizer (EEPSTM) for in-field testing.

Research for cleaner, lead free AVGAS was done in Switzerland, at St. Stephan Airport (LSTS) in the Swiss Alps. The airport is a former military airport, privately owned and belongs to the company "prospective concepts", which generously provided their infrastructure.

1.1 Research programme:

Step 1: Nanoparticle measurements of a gasoline piston aircraft engine running under rich air/fuel conditions, using standard leaded AVGAS (AVGAS 100LL)

Step 2: Nanoparticle measurements of gasoline piston aircraft engines running under rich air/fuel conditions, using AVGAS 100LL (leaded) and the Swedish AVGAS 91/96 UL (unleaded).

Step 3: Optimization of AVGAS 91/96 UL for higher knocking margin and lowest possible emissions. Use of three aircraft (three different engines) and ten different fuels.

1.2 Research goals:

- 1) Development and testing of a ground and in-field nanoparticle measurement methodology and measurement system.
- 2) Determination of nanoparticle emissions from aircraft piston engines.
- 3) Investigating possible emission improvements by use of unleaded AVGAS.
- 4) Use of knowledge for support, development and application of nanoparticle measurements also for jet engines. This goal is connected with international activities in ICAO CAEP¹ of Swiss FOCA.

2. General results for nanoparticle emissions of an aircraft gasoline engine, running under rich air/fuel conditions (AVGAS 100 LL)

2.1 Preparations

Step one of the research program started in April 2004. Measurements took place in Oberpfaffenhofen EDMO (Germany). The test aircraft was HB-KEZ whose engine (Lyc IO-360 series) had shown very rich combustion at mixture "full rich" conditions (see Appendix 2, section 4d).

¹ Committee on Aviation Environmental Protection of the International Civil Aviation Organization, defining standards and recommended practices also for environmental aircraft/engine certification.

Gaseous emissions of HB-KEZ were measured with the FOCA "low cost" system as described in Appendix 1. The methodology, which was used for the ground power settings, is described in Appendix 3, section 6.4.

Table 1: Measured CO and CO₂ concentrations of HBKEZ on 13th April 2004 for different standard power settings, as described in Appendix 3, section 6.4. (TO = take-off, CL = climb, CR = cruise (rich), AP = approach, TA = taxi, CR L = cruise lean). Running on very rich air/fuel ratio is represented by extremely high CO concentrations and low CO₂ concentrations. The measurement numbers were assigned for the particle measurements

Meas. Nr.	LTO	CO (Vol. %)	CO ₂ (Vol. %)
-	TO	12.506	6.99
6	CL	12.654	6.84
9	CR	12.674	6.82
12,11	AP	13.665	6.23
13,15	TA	10.536	8.06
18	CR L	1.42	13.63

2.2 SMPS™ system layout and description for particle measurements

Non-volatile nanoparticles are extremely small particles in the range of 10 to 500 nanometers (one hundred thousandth of a millimeter). There is growing concern about negative health effects from such particles. They are formed as a result of incomplete combustion. Some of them are potentially toxic and the small size allows them to easily enter the human body deep into the lungs and to penetrate even into nerve cells and the brain. Measurement systems (including sampling processes) need to be sophisticated. General metrics are the size and number distribution (concentration).

The first measurements were performed with a SMPS™ (Scanning Mobility Particle Sizer) System TSI 3080™. Such a system classifies the particles first by their size. The classification is done with electrostatic forces in a so called DMA (Differential Mobility Analyzer). When a certain size class is "filtered", the number per volume (controlled by sample flow and known dilution) is counted in a CPC (Condensation Particle Counter) (figure 1). The scanning and counting through the size range of 10 to 500 nm usually can take several minutes. This is the measurement time per power mode.

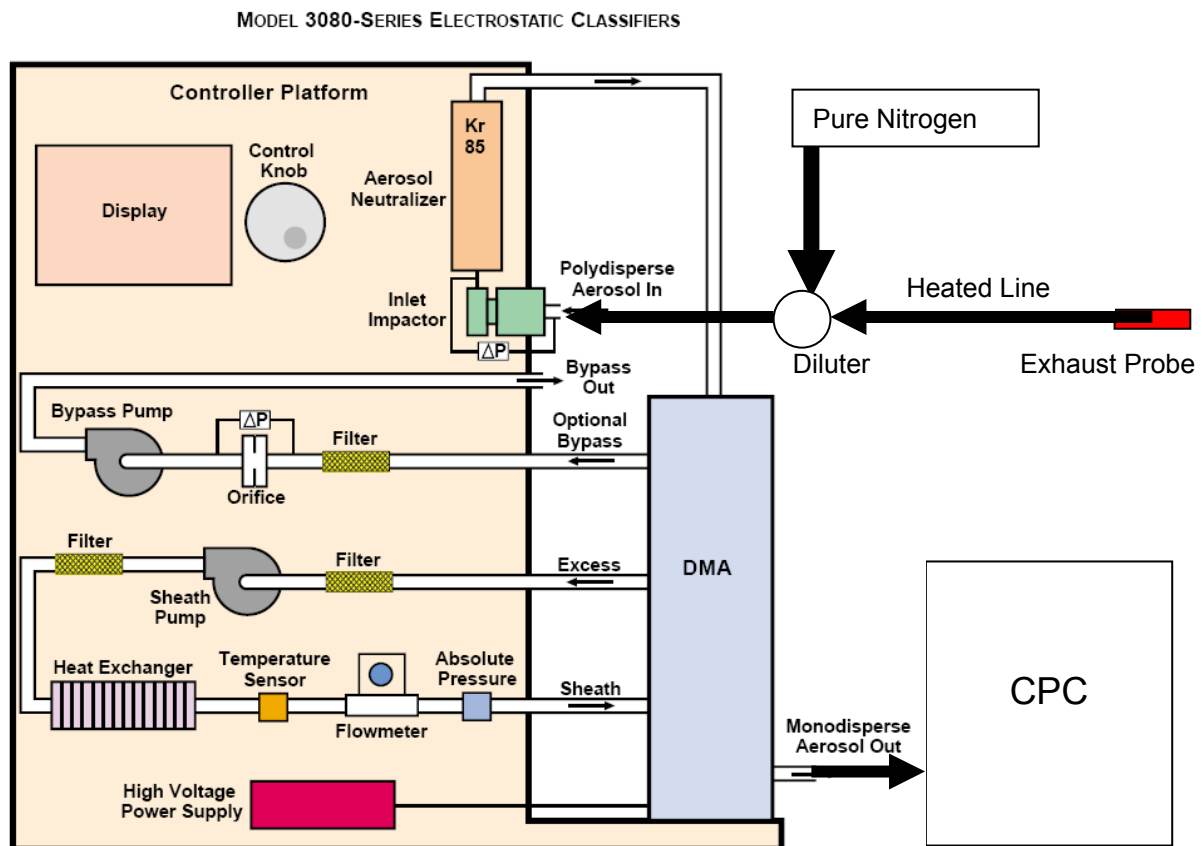


Figure 1: System layout for nanoparticle measurements with an electrostatic classifier and CPC. Explanations are given in the text. [TSI™]

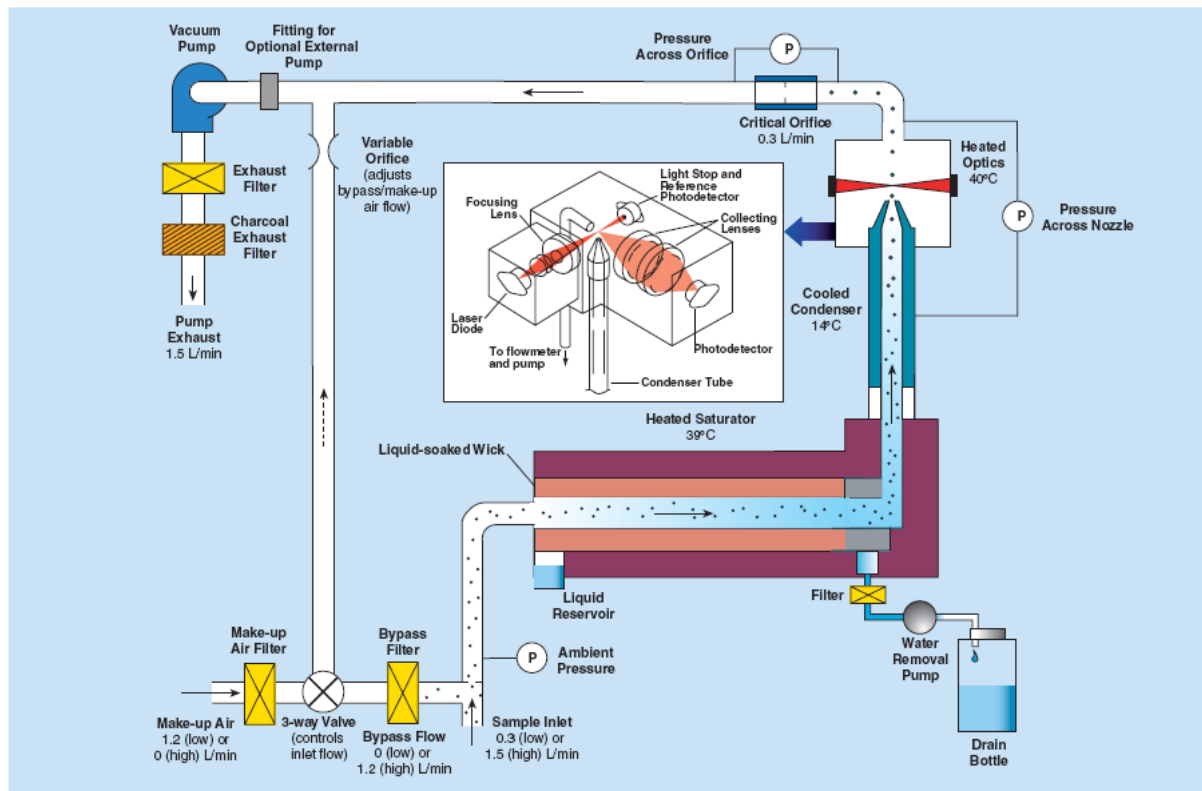


Figure 2: Scheme of a CPC (Condensation Particle Counter) used for counting the number of particles of a certain class of size (Example: TSI™ Model 3775). [TSI™]



Picture 2: Stainless steel exhaust probe and heated sampling line (150°C). Total length 4.5 meters.

For best measurement results, the sampling line has to be as straight and as short as possible. The DLR sampling line measures 4.5 meters only. The material has to be stainless steel, heated to 150°C. Other materials like Teflon™ would absorb fractions of the particles. The exhaust is diluted by a heated Dekati™ diluter 1:10. Dilution air is nitrogen with a minimum quality of 4.5. For calibrating sampling line losses, DLR/Wahl has developed and patented a nanoparticle generator, which produces particles at defined and adjustable sizes. Calibration of sampling lines for size dependent losses has been carried out. However, absent such calibration in the international measurement community for the time being, it has not been applied to the measurements, for reasons of comparison with other engine types and engine technology.

2.3 Results

Figure 3 shows a typical example of a particle size distribution from an aircraft gasoline piston engine, running on AVGAS 100LL (leaded fuel) under rich air/fuel ratio. For the different power modes,

- the **mean diameter** varied between **49 and 108 nm** and
- the total **concentration** between 5.7 to 8.6 times **10 million particles per cubic centimeter**.

With an assumed specific density for soot of 1.2,

- the estimated **mass concentration** was around **10 000 micro grams per cubic meter**. (see picture 3)

The result for this **gasoline** engine is very comparable to the number-size distribution of a typical **diesel** passenger car engine without particle filter (see figure 4)!

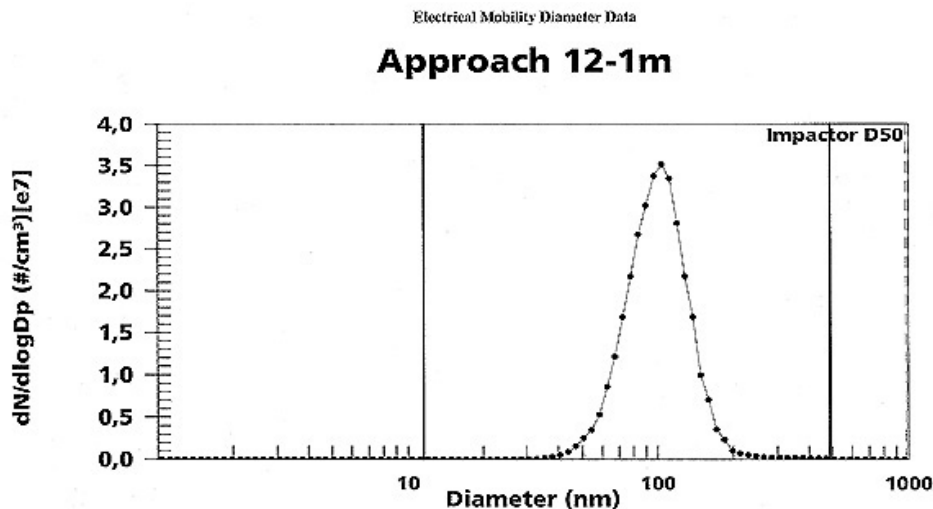


Figure 3: Number-size distribution of HB-KEZ engine at approach mode. The mean particle diameter is around 100 nm and the total concentration is in the order of 10 million particles per cubic centimeter.

File: CDI14.000 Sample number: 1 Scan number: 1 Tue 21 Aug 2007
14:42:34

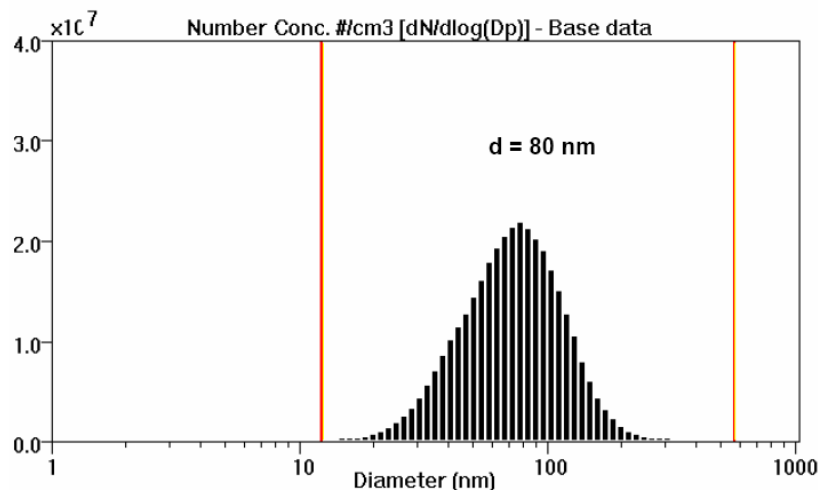


Figure 4: Number-size distribution of a typical diesel passenger car (CDI) at 2000 RPM (increased idle) for comparison to the HB-KEZ measurements [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR 2004!]

At lower power settings, exhaust has been pumped through sample cartridges at controlled flow rate for later HC speciation with HPLC (High Performance Liquid Chromatography). Pumping time usually was 2 minutes. Figure 5 shows the result for the measurement of Carbonyls at approach mode. The speciation was obtained by analysis of the filter material with a gas chromatograph and mass spectrometer. Surprising was the amount of produced formaldehyd (see figure 6).

HPLC-chromatogram carbonylcompounds sample No. 12

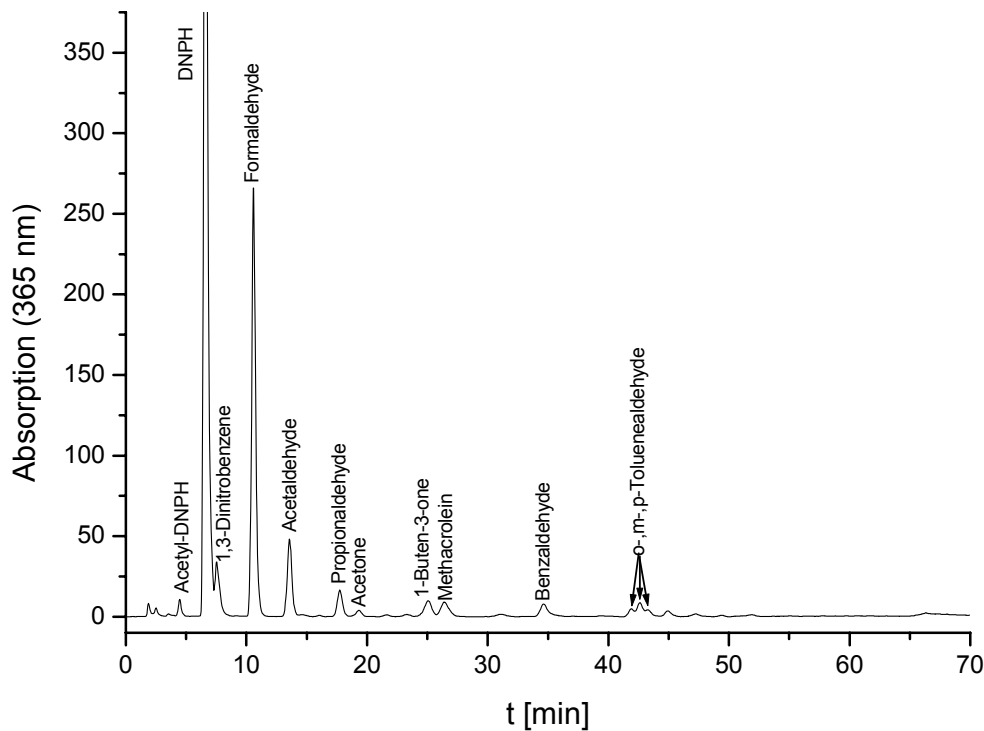


Figure 5: Detected carbonyls at approach mode. [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR 2004]

	Nr. 6			Nr. 12			Nr. 15			Blindwert
	ppb	mg/kg Fuel		ppb	mg/kg Fuel		ppb	mg/kg Fuel		ppb
Formaldehyd	8337,48	92,49		6346,26	68,98		5867,59	68,24		21,29
Acetaldehyd	999,68	16,27		744,04	11,87		848,79	14,48		7,08
Propanal	639,90	13,73		532,20	11,19		707,13	15,91		0
Aceton	98,92	2,12		95,11	2,00		95,59	2,15		10,26
1-Buten-3-on	831,43	21,53		781,08	19,82		862,45	23,41		0
Methacrolein	213,53	5,53		184,10	4,67		198,74	5,40		0
Butanal	87,75	2,34		0	0		0	0		0
Benzaldehyd	347,12	13,61		297,51	11,43		333,92	13,72		0
o-Toluolaldehyd	162,52	7,21		141,79	6,17		136,54	6,35		0
m-Toluolaldehyd	294,13	13,06		260,23	11,32		281,54	13,10		0
p-Toluolaldehyd	79,40	3,52		80,54	3,50		71,96	3,75		0
Summe	12091,88	191,42		9462,85	150,95		9404,27	166,51		38,63

Figure 6: Summary of carbonyl measurements at climb mode (nr. 6), approach mode (nr. 12) and taxi mode (nr. 15). [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR 2004]

Formaldehyde is dominating carbonyl emissions of the tested engine, running on AVGAS 100LL at standard very rich air/fuel mixture.

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Nanoparticle Emissions of a small Piston- Engine powered Aircraft

C. Wahl*, M. Kapernaum*, Th. Rindlisbacher#, W. Bula #

*DLR - Institute of Combustion Technology, Pfaffenwaldring 38-40, D-70569 Stuttgart

#FOCA - Federal Office for Civil Aviation, Maulbeerstr. 9, CH - 3003 Bern Switzerland

e-mail: claus.wahl@dlr.de



Robin DR 400 / 500
HB-KEZ Federal Office for Civil Aviation
Bern, Switzerland

Test Conditions: Ground level tests

Engine: LycomingTM IO-360-A1B6

Fuel: AVGAS 100 LL

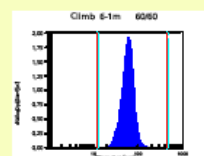
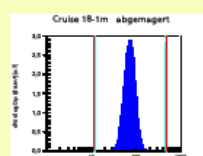
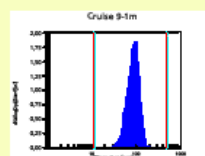
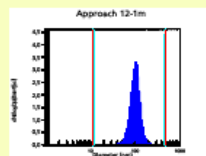
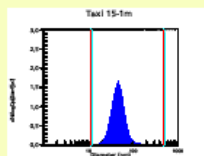
Sampling Line: 4,5 m stainless steel at 150°C

Diluter: Dekati 1:10

TSI SMPS System



Sampling Probe



SMPS - Results after multiple charge correction:

	mean	total conc.	mass Density 1,2
	d (nm)	(# /cm ³)	(µg/m ³)
TAXI	49	5,7 E7	8,9 E3
APPROACH	108	8,6 E7	9,4 E4
CRUISE	91	6,1 E7	4,3 E4
CRUISE lean	78	8,2 E7	3,8 E4
CLIMB	63	6,2 E7	1,7 E4

Carbonyl Measurements

	Climb		Approach		TAXI		Blind
	CO	CO ₂	CO	CO ₂	CO	CO ₂	
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40	10400	8107,40
CO (ppm)	220,40	10400	220,40	10400	220,40	10400	220,40
CO ₂ (ppm)	8107,40	10400	8107,40	10400			

2.4 Picture documentation of first non-volatile nanoparticle measurements



Picture 4: "In-field laboratory" at Oberpfaffenhofen Airport (EDMO) and candidate aircraft HB-KEZ.



Picture 5: SMPS (on the left) with DMA (the vertical tube). The CPC is installed behind the Laptop.



Picture 6: This picture was taken during approach mode measurement. The SMPS is placed in the back compartment of the car (as shown in picture 5) and is brought as nearly as possible to the aircraft, for shortest possible sampling line and lowest possible particle losses.



Picture 7: Measurement team which performed – to our knowledge – the first successful measurement of non-volatile nanoparticles of an aircraft gasoline piston engine. From left to right: Manfred Kapernaum, Claus Wahl (both DLR Stuttgart), Werner Bula, Theo Rindlisbacher (both FOCA)

3. Looking for particle emission improvements: First tests with unleaded AVGAS (AVGAS 91/96 UL)

3.1 Introduction and description of AVGAS 91/96 UL

Through AERONET network, FOCA came into contact with Lars Hjelmberg from Swedish HjelmcöTM Oil company, which in 2007 is producing unleaded AVGAS since more than 26 years. Unleaded AVGAS has become a standard fuel in Sweden. Because it meets the AVGAS standard ASTM D910, **no** Supplemental Type Certificate (STC) for the aircraft is needed to use that fuel. It is important to notice, that the AVGAS specifications do not prescribe any minimum lead content. The only limitation for the use of the Swedish fuel comes from the lower aviation octane rating compared to the leaded AVGAS 100LL. The engine manufacturer Textron Lycoming has included AVGAS 91/96UL, which is Hjelmcö's second generation of unleaded AVGAS, as an approved alternate aviation gasoline for a large number of their engines already in the year 1995. The engines with type numbers are listed in service instruction No. SI 1070. Generally speaking, only highest pressure ratio engines, especially turbocharged gasoline piston engines, can not use AVGAS 91/96 UL in their standard configuration.

Swiss FOCA had AVGAS 91/96 UL analyzed and some interesting properties were found:

- The fuel is composed of a surprisingly low number of components compared to 100LL
- The components are extremely pure
- There is no benzene, no sulphur
- There is no dye (the fuel is clear like water)
- The fuel meets AVGAS specification ASTM D910

A hypothesis was set up, that the use of AVGAS 91/96 UL instead of AVGAS 100LL could significantly reduce particle emissions, both in terms of mass and in terms of number.

To test the hypothesis, two aircraft whose engines are in the manufacturers list for running on unleaded AVGAS 91/96 UL, were selected. Both engines were run on AVGAS 100LL (max lead content 560 mg / liter) and on unleaded 91/96 UL. DLR used the SMPS (as described in section 2), Scanning Electron Microscopy (SEM), Energy Dispersive X-ray spectroscopy (EDX) for particle properties investigation. Additionally, DLR performed aldehyde tests (DNPH method). Engine power for selected power modes (Take-off, Climb, Cruise, Approach and Taxi) was adjusted according to the FOCA methodology for static on-ground tests, as described in Appendix 3, sections 6.2 and 6.3.

3.2 Composition of measured AVGAS 100LL (max 560 mg Pb / liter)

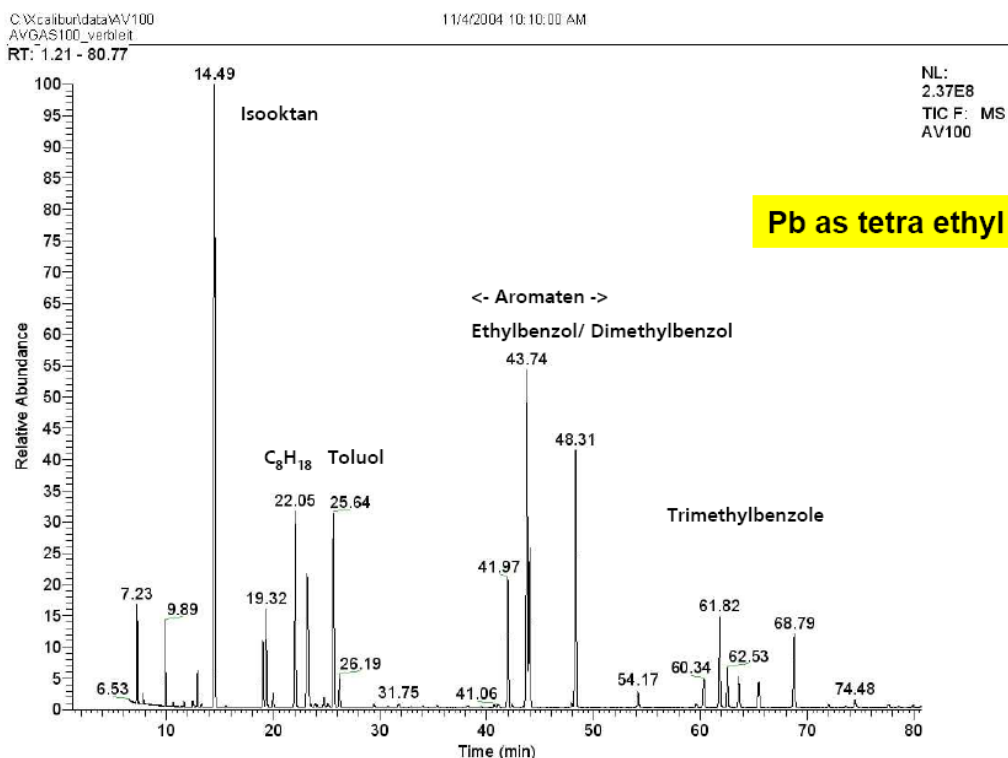


Figure 7: Composition of measured AVGAS 100LL [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR]

3.3 Used aircraft

HB-EYS Type: Robin DR400
 Owner: Swiss Confederation
 Engine: Lyc O-360 series, 180 HP
 Carburetor

SE-KEI Type: Piper PA28 Warrior II
 Owner: Hjelmsco Oil, Sweden
 Engine: Lyc O-320 series, 160 HP
 Carburetor

3.4 Results for HB-EYS

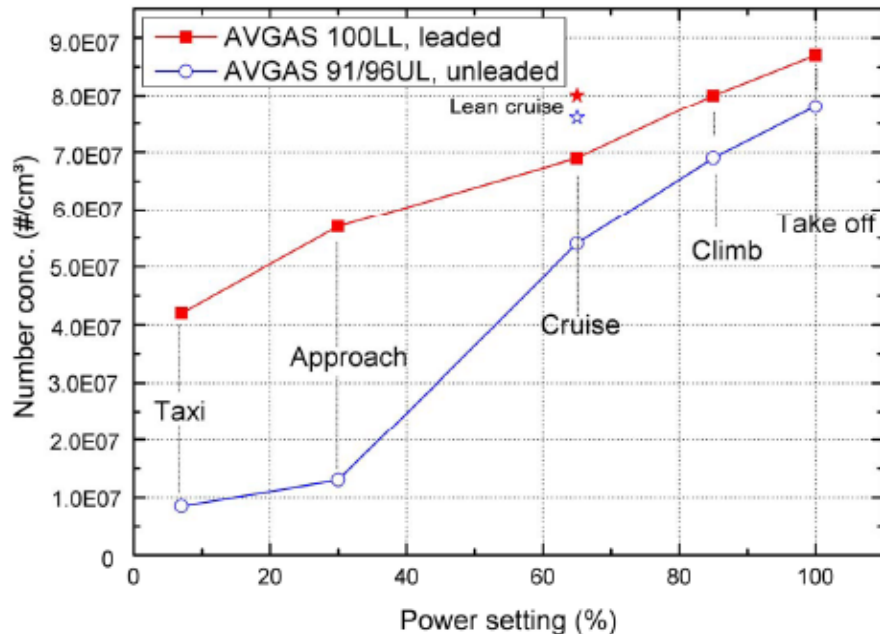


Figure 8: Non-volatile particle number concentrations for AVGAS 100LL and 91/96 UL in function of propeller power (HB-EYS). [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR]

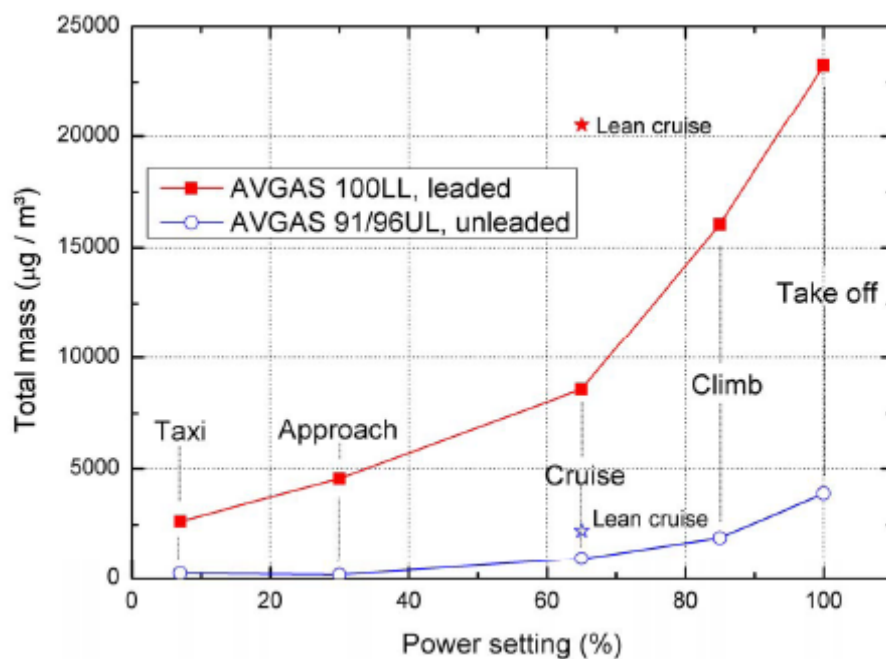


Figure 9: Total non-volatile particle mass concentration for AVGAS 100LL and 91/96 UL in function of propeller power (HB-EYS) [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR]

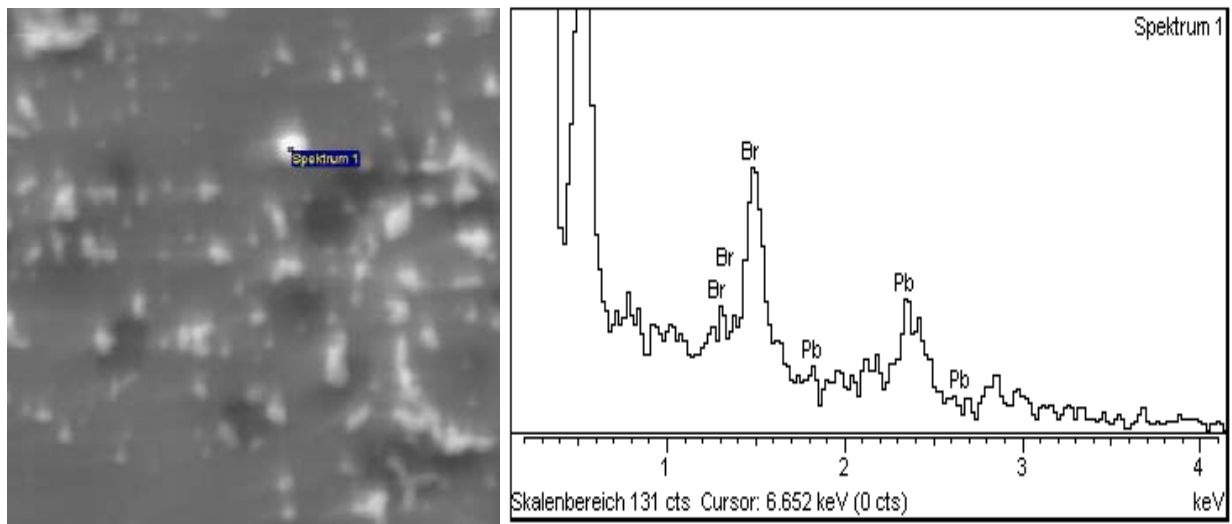


Figure 10: Using EDX, both, Lead (Pb) and Bromide (Br) containing particles from AVGAS 100LL exhaust could be identified (HB-EYS). In the picture on the left, the location of the spectrum 1 is indicated with a tag. [C Wahl/DLR].

3.5 Conclusion for HB-EYS tests

- AVGAS 100LL forms soot and lead bromide particles.
- Besides lead additive, also bromides must be contained in AVGAS 100LL. (Bromides are actually used as scavenger, which should help to reduce lead deposits in the engine...)
- Running HB-EYS on AVGAS 91/96 UL (lead free) still gives some lead bromides, which can be explained by the fact that the engine has been running on leaded fuel for its whole life and there are huge lead deposits e.g in the oil pan of the engine.

The use of AVGAS 91/96 UL in HB-EYS gives a significant reduction in non-volatile particle concentration and mass.

3.6 Results for SE-KEI

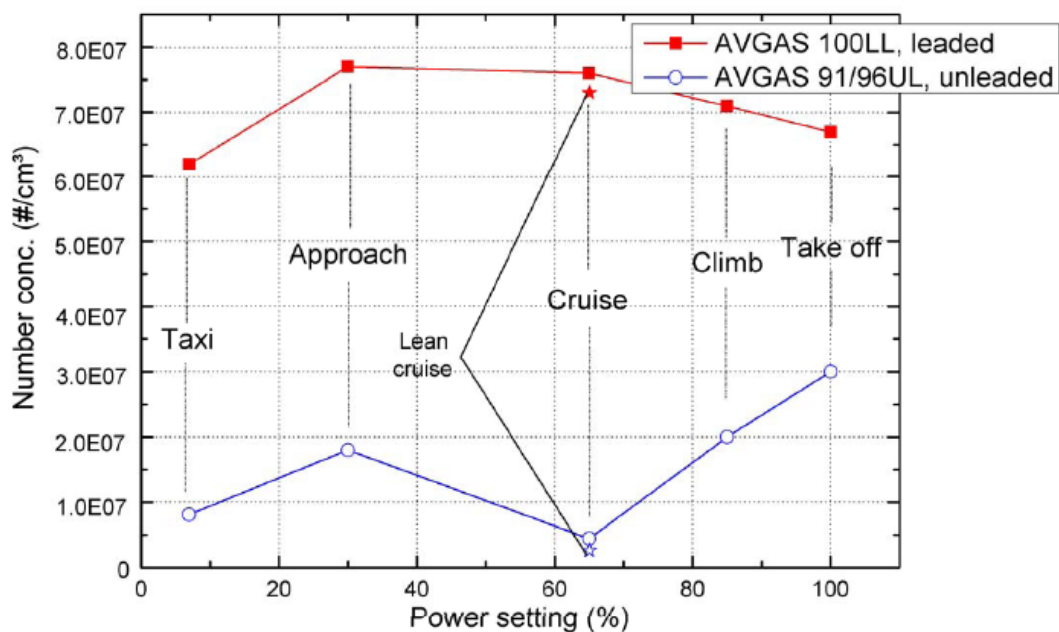


Figure 11: Non-volatile particle number concentrations for AVGAS 100LL and 91/96 UL in function of propeller power (SE-KEI). [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR]

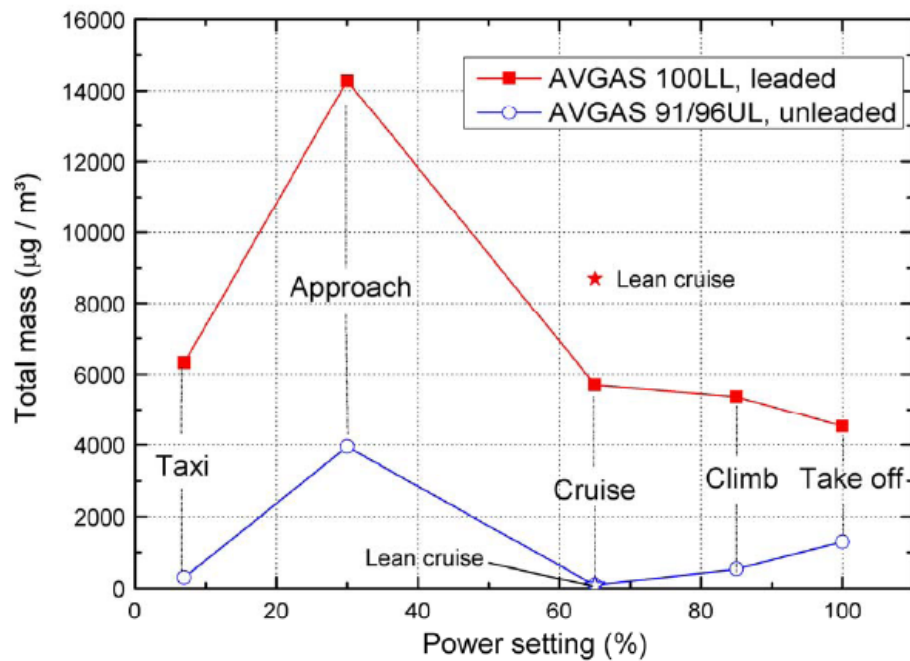


Figure 12: Total non-volatile particle mass concentration for AVGAS 100LL and 91/96 UL in function of propeller power (SE-KEI) [C. Wahl/M. Kapernaum/DLR]

3.7 Air/fuel mixture ratio for HB-EYS and SE-KEI

Combustion quality is greatly influenced by the air/fuel mixture. The air/fuel mixtures at different power settings were recorded, using the FOCA analyzer described in Appendix 1.

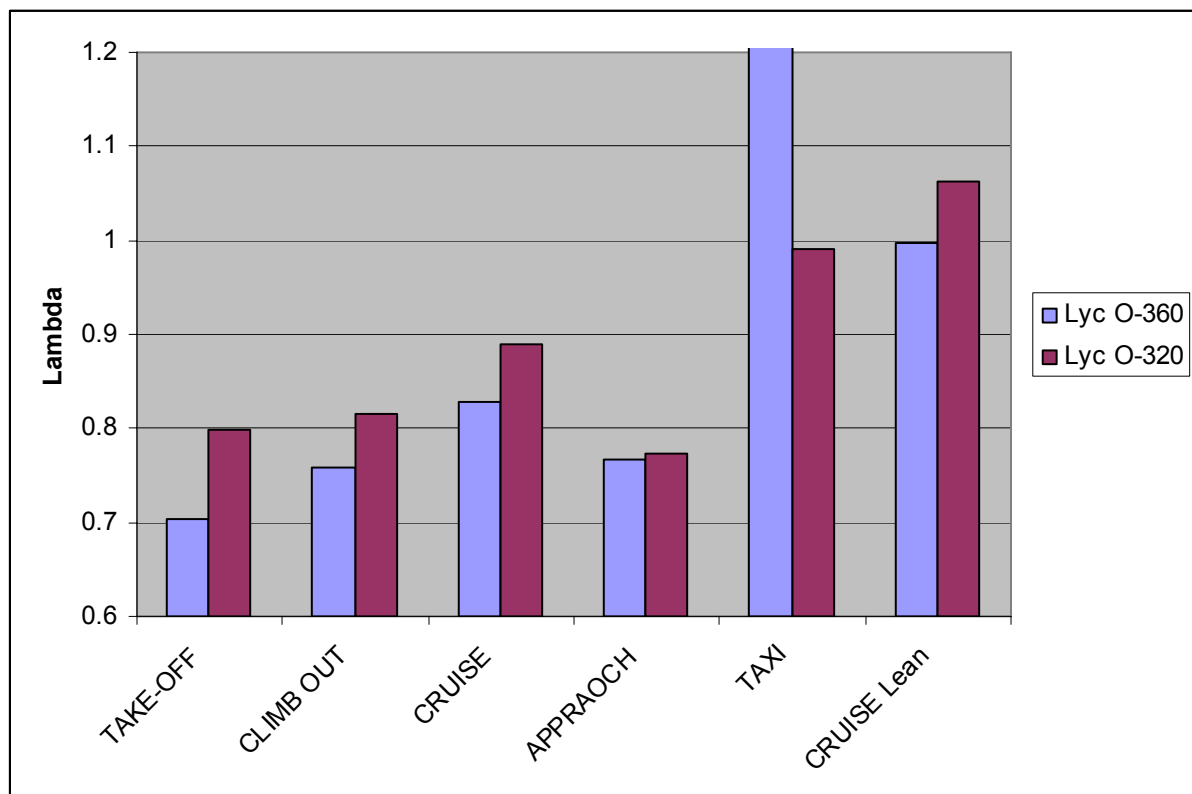


Figure 13: Comparison of air/fuel mixture (Lambda) between the measured Lyc O-360 (HB-EYS) and Lyc O-320 (SE-KEI) for different power modes during the AVGAS 100LL measurements. The engine Lyc O-360 of HB-EYS runs on a significantly richer air/fuel mixture than that of SE-KEI, with the exception of the taxi mode. For explanation of lambda, see Appendix 5.

3.8 Discussion

The carburetor system of SE-KEI is behaving differently from that of HB-EYS. Especially at high power, the engine of SE-KEI is running less rich than that of HB-EYS. Apart from different carburetor systems and tuning, the four blade propeller of SE-KEI might add to that effect, providing the air intake system with slightly increased manifold pressure. As a result of this different behavior, the shapes of the corresponding curves in figures 8 and 11, and in figures 9 and 12 respectively, are very different. However, in both cases, with use of AVGAS 91/96 UL, the mass and number concentrations are significantly reduced.

3.9 Conclusions for AVGAS 91/96 UL

- The use of AVGAS 91/96 UL gives a **significant reduction in non-volatile particle concentration and mass, compared to AVGAS 100LL**
- AVGAS 91/96 UL has **no lead and no bromide emissions**.

- As described in the introduction, the highest pressure ratio piston engines equipped with a RPM invariant ignition system are not allowed to use AVGAS 91/96 UL.
Given the fact, that
 - unleaded AVGAS has a significantly superior environmental performance,
 - unleaded AVGAS can increase engine operational safety (no spark fouling, no lead deposits, still tight aviation gasoline specs, more than 26 years Swedish experience)
 - unleaded AVGAS is needed for state-of-the art engine management and the use of exhaust after treatment systems like catalysts,
- research and regulatory initiatives are necessary to further develop and promote AVGAS 91/96 UL as a full substitute for AVGAS 100LL (see section 5).

4. Change from SMPS™ to Engine Exhaust Particle Sizer™ (EEPS 3090™) system for aircraft piston engine nanoparticle measurements

4.1 Introduction

The Engine Exhaust Particle Sizer™ (TSI EEPS 3090™) spectrometer is a fast-response instrument that measures very low particle number concentrations in diluted exhaust. It offers a time resolution of 10 times per second, which makes it well-suited for dynamic and transient tests. It was developed for continuous measurement of entire test cycles. It measures the size distribution and number concentration of engine exhaust particle emissions in the range from 5.6 to 560 nanometers. Compared to the SMPS™, the TSI EEPS 3090™ system

- measures fast response (real time) particle number-size-distributions (+)
- significantly reduces engine running time (+)
- makes particle emissions in transient power settings visible (+)
- shows whether a certain power setting produces stable emissions (+)
- has a reduced size resolution and a reduced overall accuracy (-)

4.2 EEPS™ system description

[Source: TSI™]: The instrument draws a sample of the exhaust flow into the inlet continuously. Particles are positively charged to a predictable level using a corona charger. Charged particles are then introduced to the measurement region near the center of a high-voltage electrode column and transported down the column surrounded by HEPA-filtered sheath air. A positive voltage is applied to the electrode and creates an electric field that repels the positively charged particles outward according to their electrical mobility. (Figure 14)

Charged particles strike the respective electrometers and transfer their charge. A particle with higher electrical mobility strikes an electrometer near the top; whereas, a particle with lower electrical mobility strikes an electrometer lower in the stack. This multiple-detector arrangement using highly sensitive electrometers allows for simultaneous concentration measurements of multiple particle sizes.

The Model 3090 uses a real-time data inversion to deconvolute data. The inversion accounts for variability in particle charge, image charge, multiple voltages on the center rod, and detection time to present a size distribution

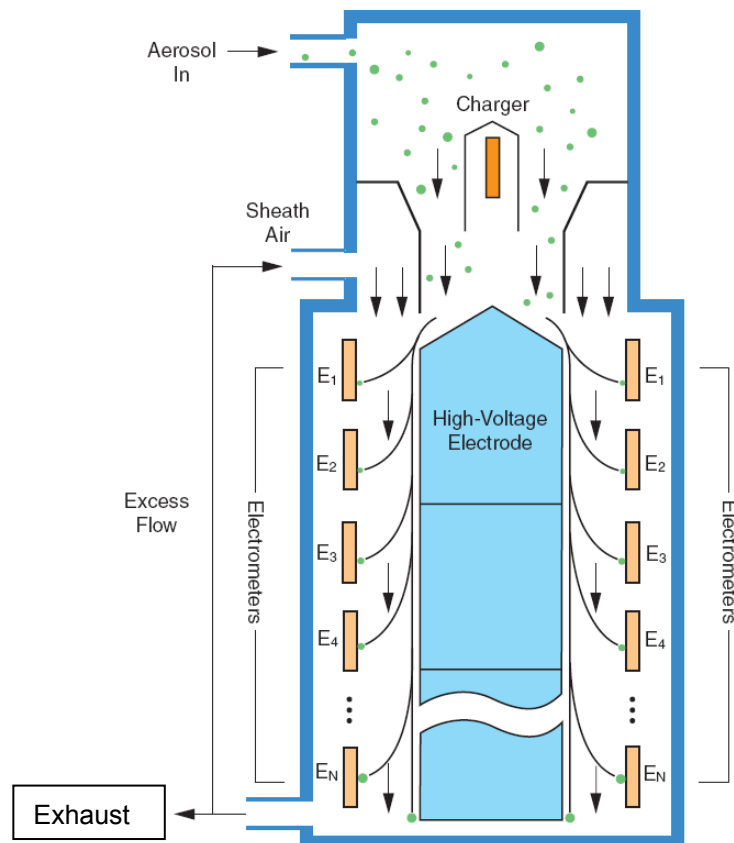


Figure 14: EEPS™ flow schematic [TSI™]

4.3 Application of EEPS™ for aircraft piston engine measurements

Between 29th March and 4th April 2005, one year after the first non-volatile nanoparticle measurements in Oberpfaffenhofen, Germany, the same aircraft (HB-KEZ) with the same engine was measured again, this time with TSI EEPS 3090™. The main goals were:

- Application test for in-field measurement with EEPS™ at low ambient temperatures
- Comparison to SMPS™ measurements
- Reproducibility test

The measurement arrangement and the sampling line were identical to the measurements of April 2004 (see section 2.2) with the exception that the SMPS™ was replaced by the EEPS™ and the dilution ratio adjusted to 1 : 100.

Ambient temperatures were as low as 9°C with a relative humidity of nearly 100%. At those ambient conditions, the EEPS™ was working in-field without any problems. However, measurements for comparison with SMPS™ results were made later, at dry ambient conditions.

The methodology, which was used for the ground power settings of the engine, was identical to the procedure of 2004 (as described in Appendix 3, section 6.4). In 2004, the SMPS™ measurements were limited to low power settings, due to the necessary sampling time of two minutes and the limited engine running time, with the aircraft standing on ground.

With EEPS™ it was possible to measure the high power settings as well: The measurement team could visually follow the stabilization of the number-size distribution on the PC screen. Engine running times at high power with the aircraft standing on ground could be reduced to less than half a minute.



Picture 8: EEPS™ measurements with HB-KEZ at Oberpfaffenhofen (EDMO), Germany, March 2005



Picture 9: EEPS™ installed in the back compartment of a car.



Picture 10: Small ground power unit for In-field supply of electricity.

4.4 EEPS™ results

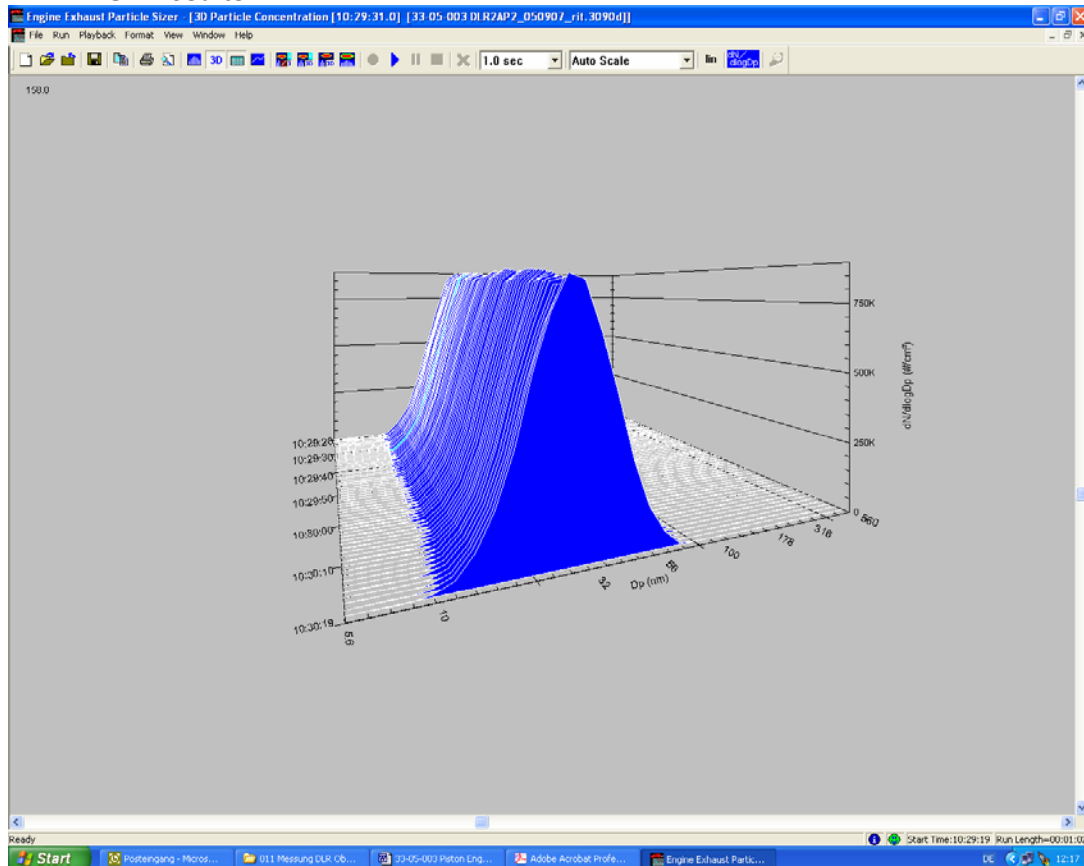


Figure 15: While the power setting is constant, the number-size distributions show a constant shape in successive measurements at a rate of 10 times per second. (Proof for engine emission flow rate stability and combustion and measurement stability.)

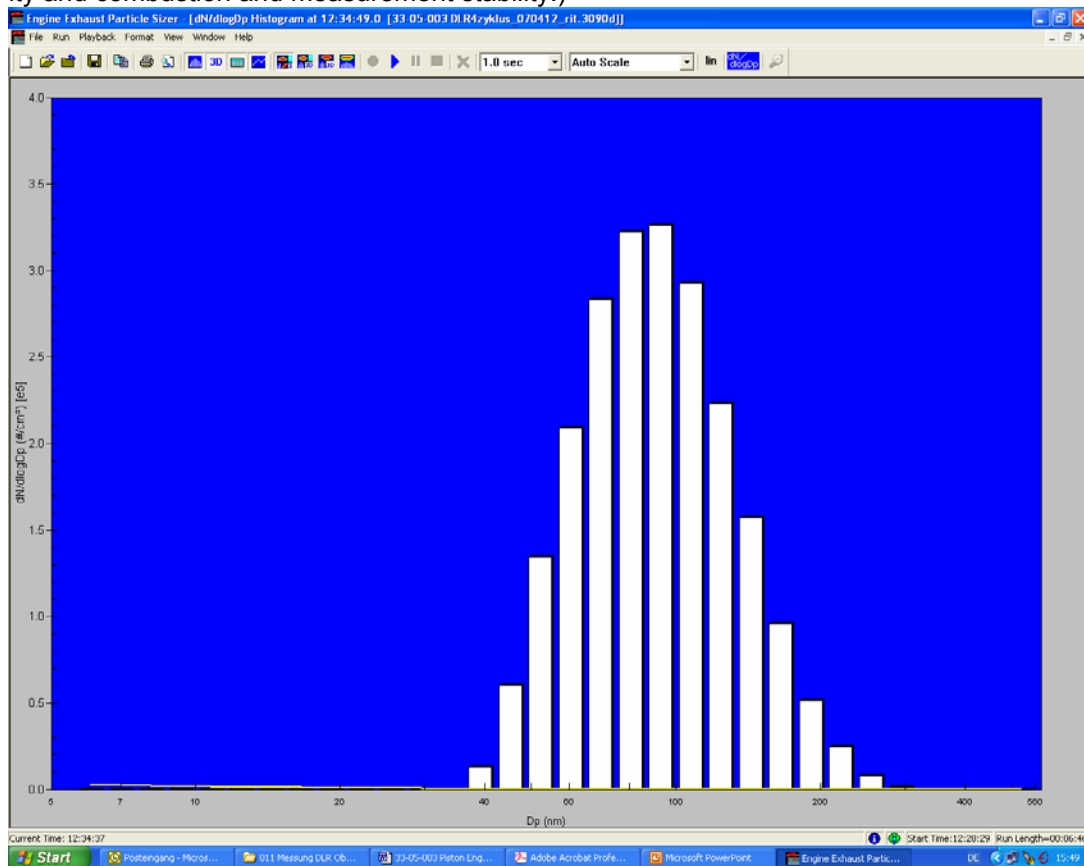


Figure 16: Example of a number-size distribution of non-volatile particles for approach mode of the HB-KEZ engine, measured with EEPS™. With a mean diameter of 100 nm and an overall total concentration of $8 \cdot 10^7$ particles / cm³, the SMPS™ values for approach mode were confirmed.

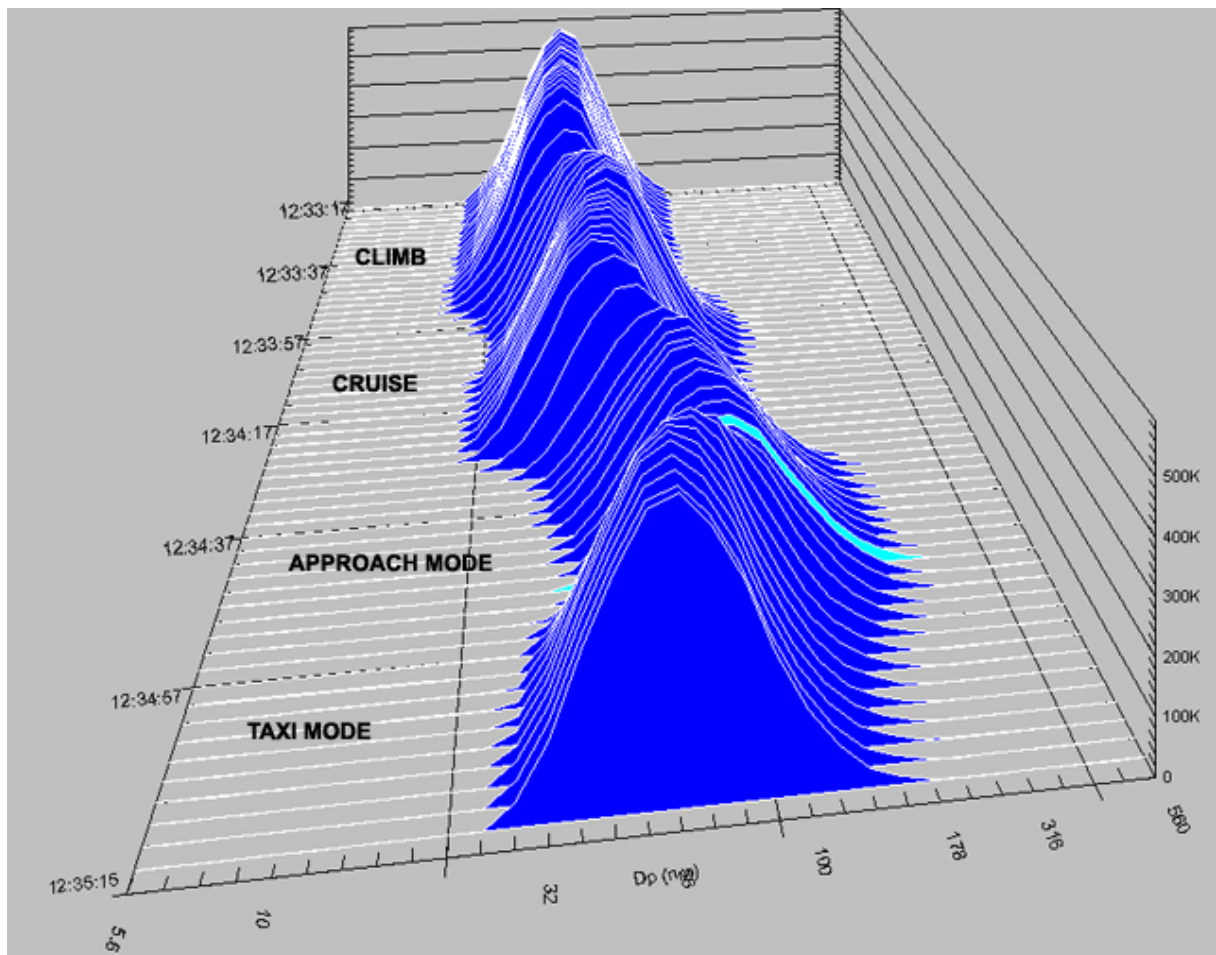


Figure 17: EEPS™ measurement of a power cycle. Each slice represents the mean of 1 second measurement time. The left axis shows the measurement time, the x-axis in front the particle size and the z-axis on the right shows the particle number per cm³, as measured after dilution. The first set of number-size distributions on top of the figure belongs to the climb power setting, followed by cruise power (12.33.57), approach power (12.34.37) and taxi power setting (12.35.00). The approach power number-size distribution shown in figure 16 is taken from this cycle and is marked in light blue.

4.5 First conclusions for EEPS™ measurements

- The system showed robustness with respect to low ambient temperatures and high relative humidity
- The results of the SMPS™ measurements have generally been confirmed for the different modes (see section 2.3, picture 3)
- For the first time, nanoparticle emissions during transient aircraft piston engine power conditions could be observed.
- Engine running time was very short compared to SMPS™ measurements.

5. Research for AVGAS 100LL substitution and emission reduction

Following the conclusions from section 3.9, the Swedish producer of unleaded AVGAS, Hjelmcö Oil, provided FOCA with a variety of different unleaded AVGAS fuels. The main goal was to find a lead free AVGAS that would have a similar high aviation octane rating like 100LL with superior emissions performance and economically feasible production costs. In other words: The research is aimed to find an environmentally beneficial and safe full substitute for AVGAS 100LL. Please note that aviation octane rating is not directly comparable to the research octane number (RON) used e.g. for car gasoline. An AVGAS 100 may have a RON well above 105. So, an aviation fuel rated at "100" has a significantly higher octane rating than lead free car gasoline.

The composition of the research fuels is known to DLR and FOCA but is part of a confidentiality agreement because this is proprietary data. Therefore, the fuels from Hjelmcö™ are just labeled "A" to "H" in this documentation.

5.1 Test fuels

Fuel A: Standard unleaded AVGAS 91/96UL, as tested before (section 3).
Fuel B to H: unleaded AVGAS which, in comparison to Fuel A, had one or more components replaced and/or additives.
Fuel I: Standard leaded AVGAS 100LL
Fuel J: Standard MOGAS (lead free car gasoline with 98 ROZ, tested in Rotax engine)

Fuels D, F and G have the highest aviation octane rating of all tested unleaded fuels, with fuel G reaching nearly 100, so being comparable to AVGAS 100LL from that point of view.

5.2 Test location

The test location was St. Stephan (LSTS), a former military Airport in the Swiss Alps. The infrastructure was generously provided by the private company "prospective concepts".



Picture 11: Test location St. Stephan, Swiss Alps

5.3 Used aircraft

HB-EYS	Type: Robin DR400 Owner: Swiss Confederation Engine: Lyc O-360 series, 180 HP Carburetor (Fuels A to I)	SE-KEI	Type: Piper PA28 Warrior II Owner: Hjelmsco Oil, Sweden Engine: Lyc O-320 series, 160 HP Carburetor (Fuels A to I)
HB-WAD	Type: Ikarus C-42 (Microlight/Ecolight) Owner: A. Liechti, Switzerland Engine: Rotax 912S, 100HP, Carburetor (Fuels A to C and J)		

5.4 Measurement Systems

For gaseous emissions, the FOCA measurement system as described in Appendix 1 was used. For particle emissions, the EEPSTM measurement system, described in section 4 of this appendix, was used. Simultaneous measurement with both systems was made possible by two separate heated sampling lines. In addition, at lower power settings, exhaust has been pumped through sample cartridges at a controlled flow rate for later HC speciation (Carbonyl measurements). Pumping time usually was 2 minutes. The speciation was obtained by analysis of the sample cartridges with HPLC (High Performance Liquid Chromatography) in the DLR laboratory.



Picture 12: Gaseous emission analyzers in the white car on the left (FOCA), particle analyzers in the blue-green car on the right (DLR).

5.5 Power settings

Engine power for selected power modes (Take-off, Climb, Cruise, Approach and Taxi) was adjusted according to the FOCA methodology for static on-ground tests, as described in Appendix 3, sections 6.2 and 6.3. It must be noted that the airport elevation of 3274 ft AMSL (with the prevailing air density at the time of measurement) reduced the maximum propeller power output of the tested engines to about 88%, compared to sea level standard conditions.



Picture 12: Measurement of SE-KEI engine

5.6 Results

As described in section 3.7, the two tested Lycoming engines have a quite different air/fuel mixture characteristic. The Rotax engine is running less rich at high power than the Lycoming engines. Therefore, if all three engines independently show the same trend, we consider this as a more general effect, not only valid for one particular aircraft piston engine. As far as particle emissions are concerned, we focus on the results for the SE-KEI engine. The reason is given by the fact that the engine of HB-EYS has been running on leaded fuel for its whole life (more than 1600 hours). With a lot of lead deposits in the engine, significant amounts of particles have been detected in the exhaust even with unleaded fuel. The SE-KEI engine has the same basic design as the HB-EYS engine.

5.6.1 Ranking of the fuels in terms of emission factors for gaseous emissions

The resulting fuel consumption for a certain power setting in terms of fuel mass did not differ significantly between the tested fuels. This means that measured differences in emission factors directly translate in different emission levels.

The figures 18, 19, 21 and 22 show the **CO and HC emissions ranking** of the tested fuels for full throttle and climb out mode of SE-KEI and HB-EYS. Two groups of fuel can be distinguished: A, E, I, H and C, D, B, G, F. The second group shows a significant drop in CO and HC emissions. This effect is shown with both, the SE-KEI and the HB-EYS engine. For the lower CO and HC emissions group of fuel, one of the original components of the fuel A had been replaced by another.

The figures 20 and 23 show the CO and HC emissions ranking between fuels A, B, C and J, as tested with HB-WAD and the Rotax engine. The lowest emissions have been measured for fuel B and C, confirming the result and corresponding to fuel group two above. Fuel J (MOGAS) showed the lowest total HC emissions of the four fuels, but significantly the highest carbonyl emissions, which is shown in tables 2 to 4.

For the **HC speciation (Carbonyl measurements)**, the following carbonyls have been detected:

Formaldehyde	CH_2O
Acetaldehyde	CH_3CHO
Propargylaldehyde	CHCCHO
Acetone	CH_3OCH_3
Propionaldehyde	$\text{CH}_3\text{CH}_2\text{CHO}$
Crotonaldehyde	$\text{CH}_3\text{CHCHCHO}$
i-Butanale	$\text{i-C}_3\text{H}_7\text{CHO}$
Benzaldehyde	$\text{C}_6\text{H}_5\text{CHO}$
Methylglyoxal	CH_3COCHO
o-Toluene – aldehyde	$\text{CH}_3\text{C}_6\text{H}_4\text{CHO}$
m-Toluene – aldehyde	$\text{CH}_3\text{C}_6\text{H}_4\text{CHO}$
p-Toluene – aldehyde	$\text{CH}_3\text{C}_6\text{H}_4\text{CHO}$

The **ranking for the total carbonyl emissions** has been analyzed for different power settings (see examples in tables 2 to 4). A representative ranking is given below. It is given with falling total carbonyl emissions from left to right:

- SE-KEI (no carbonyl measurement for fuel B)
F, G, D, C (first group) and H, A, E, I (second group)
- HB-EYS
B, D, C, F, G (first group) and E, H, A, I (second group)
- HB-WAD
J (MOGAS), B, C (first group) and A (second group)

Interestingly, the fuels with the lowest CO and lowest total HC emissions produce the highest total carbonyl emissions. In contrast, the (leaded) AVGAS 100LL produces the lowest total carbonyl emissions.

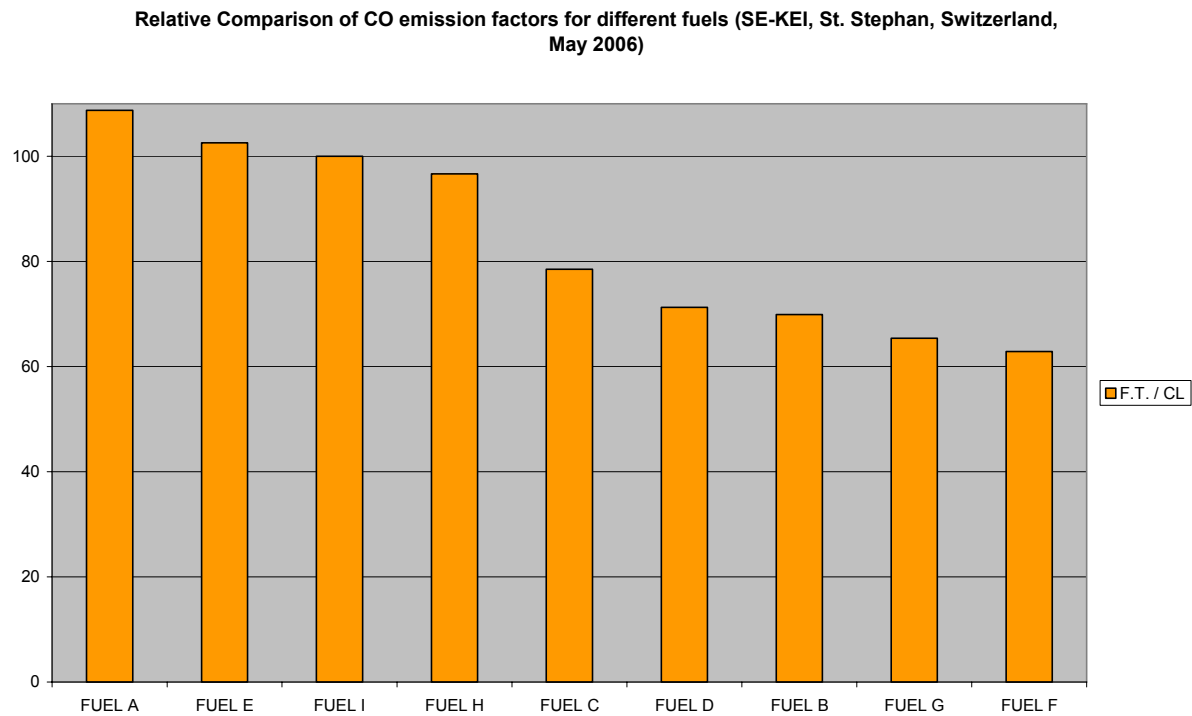


Figure 18: Ranking of the CO emission factors for the tested fuels (SE-KEI engine in climb out mode/full throttle). AVGAS 100LL (Fuel I) is set to 100%.

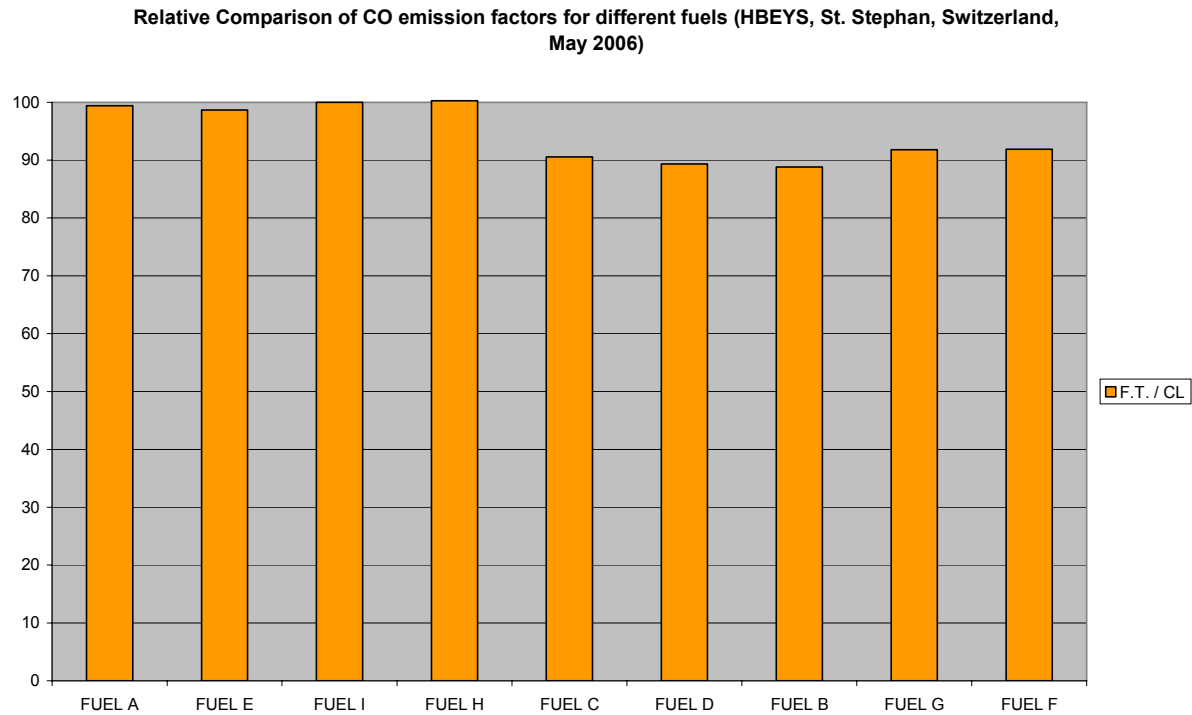


Figure 19: Ranking of the CO emission factors for the tested fuels (HB-EYS engine in climb out mode/full throttle). AVGAS 100LL (Fuel I) is set to 100%.

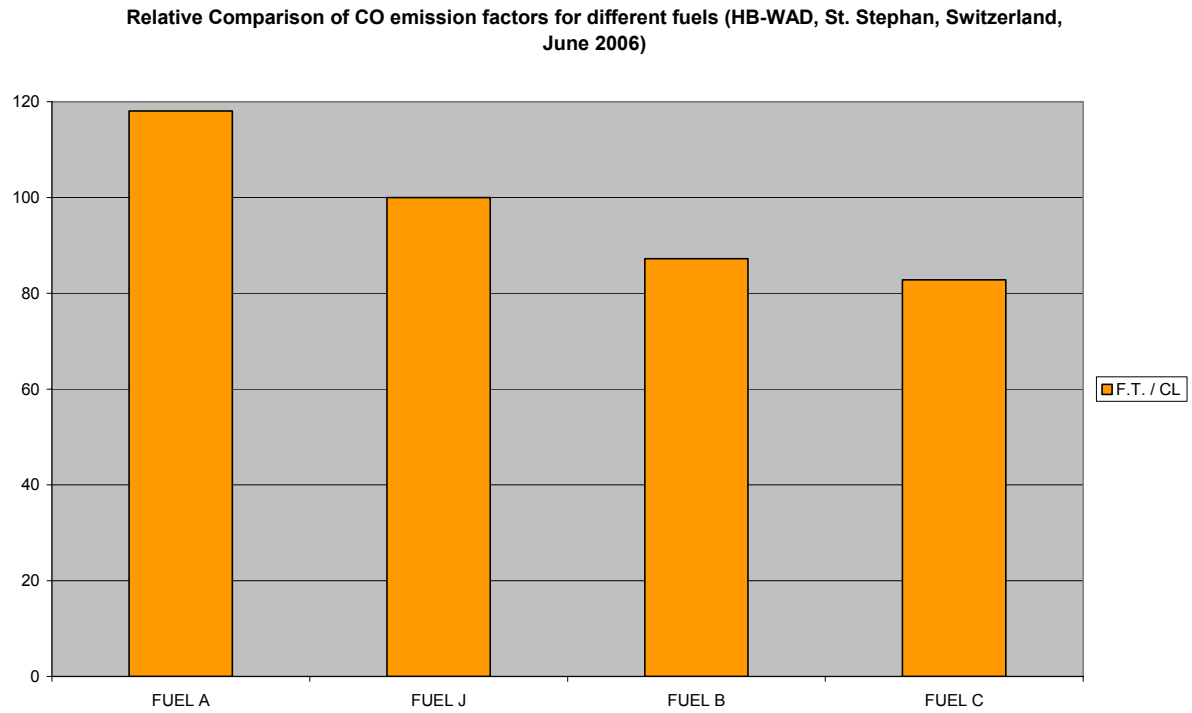


Figure 20: Ranking of the CO emission factors for the tested fuels A, B, C and J with the ROTAX engine at climb out/full throttle setting. MOGAS (car gasoline, fuel J) is set to 100%.

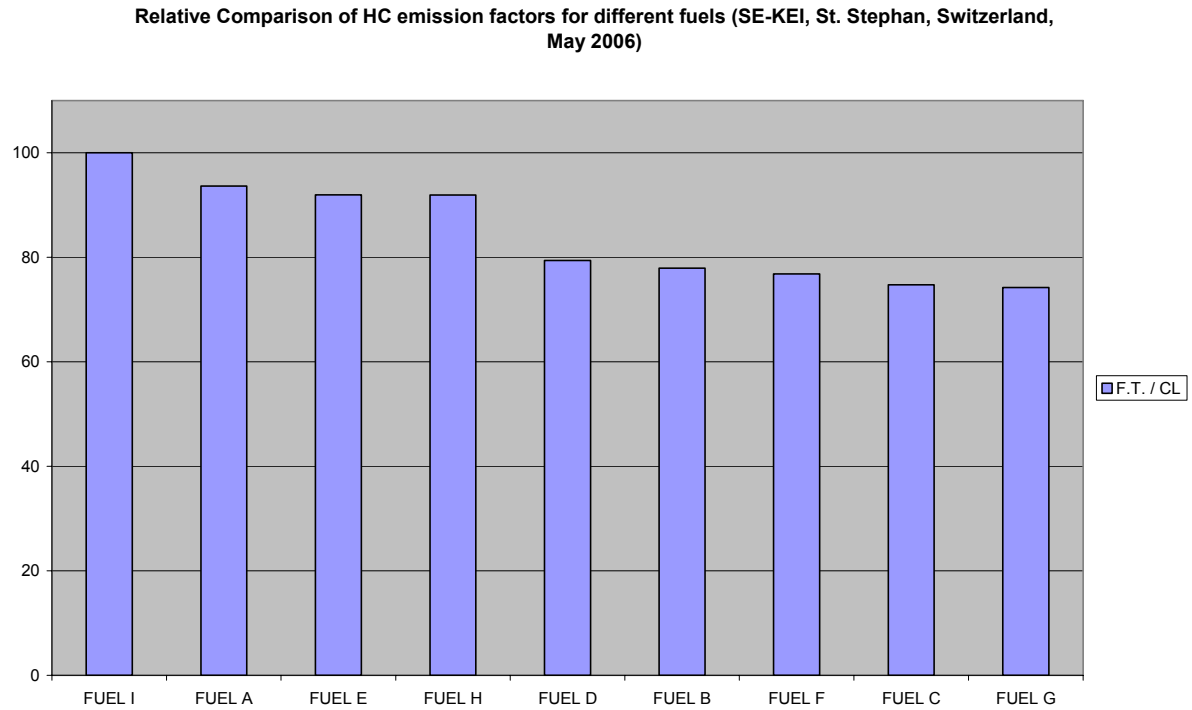


Figure 21: Ranking of the HC emission factors for the tested fuels (SE-KEI engine in climb out mode/full throttle). AVGAS 100LL (Fuel I) is set to 100%.

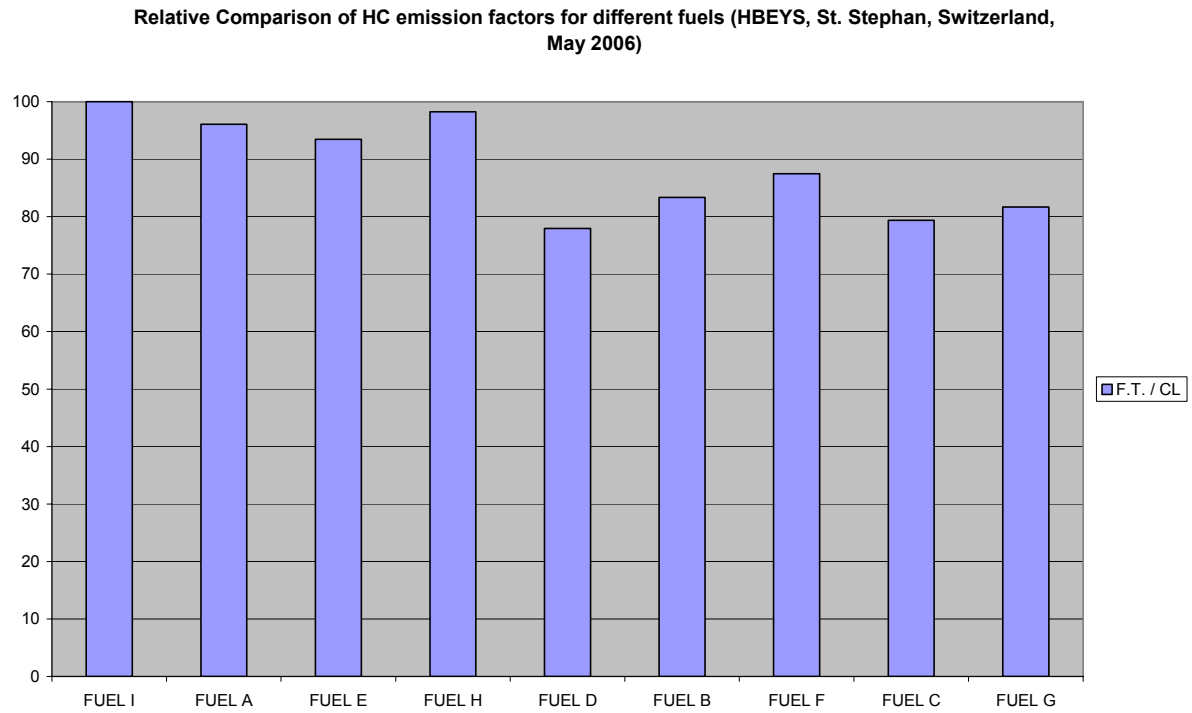


Figure 22: Ranking of the HC emission factors for the tested fuels (HB-EYS engine in climb out mode/full throttle). AVGAS 100LL (Fuel I) is set to 100%.

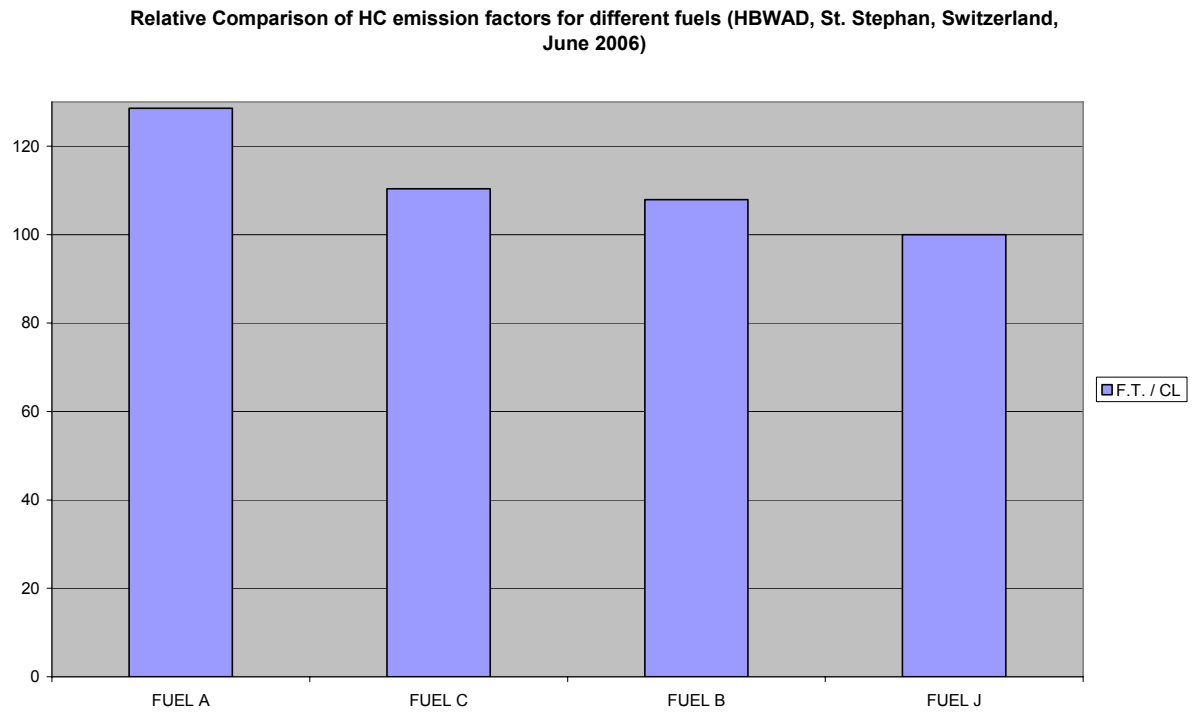


Figure 23: Ranking of the HC emission factors for the tested fuels A, B, C and J with the ROTAX engine at climb out/full throttle setting. MOGAS (car gasoline, fuel J) is set to 100%.

Table 2: Carbonyl emission factors for fuel A, B, C and J (MOGAS). Results for approach mode (HBWAD).[DLR C. Wahl/M. Kapernaum]

Approach mode Carbonyls	Fuel J	Fuel C	Fuel B	Fuel A
	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel
Formaldehyde	338.25	269.39	290.64	282.20
Acetaldehyde	44.95	97.56	83.22	49.41
Propargylaldehyde	4.55	4.52	5.43	2.20
Acrolein	34.33	34.83	32.66	22.67
Propanaldehyde	2.61	0.79	0.81	3.56
i-Butanaldehyde	24.46	13.04	12.21	15.36
Benzaldehyde	79.70	7.95	8.26	72.43
Methacrolein	69.24	145.73	101.76	69.64
o-Toluolaldehyde	19.709	0	0	2.48
p-Toluolaldehyde	43.42	0	0	1.37
m-Toluolaldehyde	0	0	0	2.73
2,5-Dimethylbenzaldehyde	13.586	0	0	0
3,4-Dimethylbenzaldehyde	23.059	0	0	0
2,4-Dimethylbenzaldehyde	24.297	0	0	0
Sum	722.16	573.82	534.98	524.05

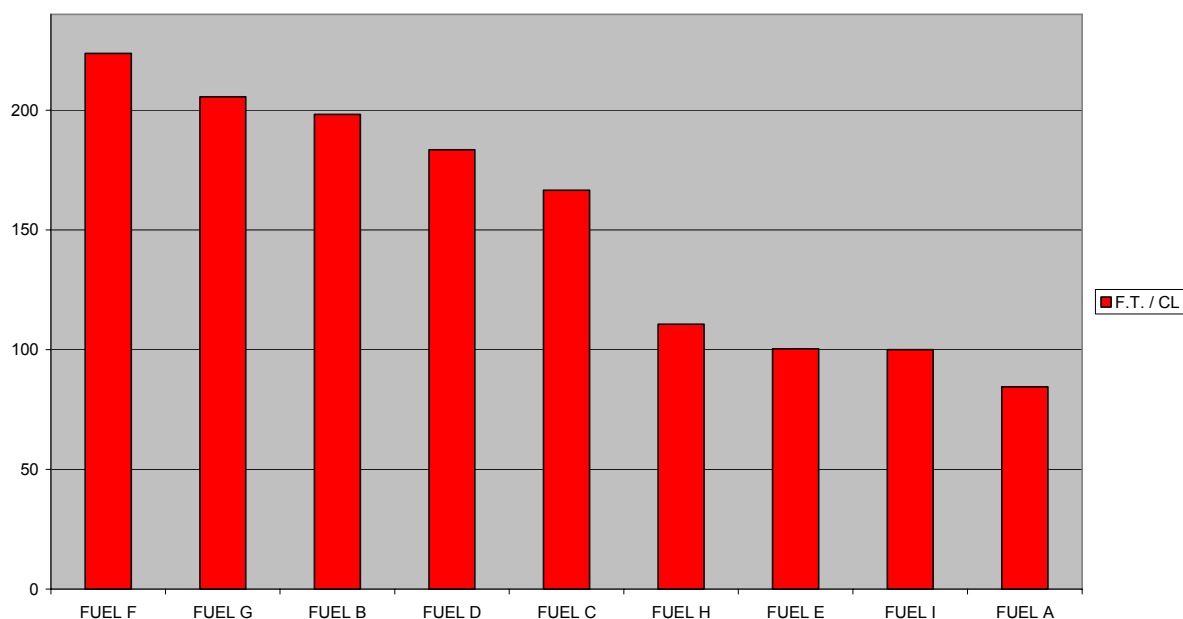
Table 3: Carbonyl emission factors for fuel A, B, C and J (MOGAS). Results for cruise mode (HBWAD). [DLR C. Wahl/ M. Kapernaum]

Cruise 65% power Carbonyls	Fuel J	Fuel C	Fuel B	Fuel A
	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel
Formaldehyde	306.36	261.48	288.23	269.60
Acetaldehyde	55.62	103.62	96.84	36.69
Propargylaldehyde	3.65	2.50	2.75	1.29
Acrolein	23.42	23.34	22.38	16.15
Propanaldehyde	3.89	0.94	1.44	2.55
i-Butanaldehyde	28.53	9.56	9.38	0
Benzaldehyde	89.38	5.34	9.60	66.84
Methacrolein	82.01	92.48	88.73	60.57
o-Toluolaldehyde	21.90	0	0	1.45
p-Toluolaldehyde	17.97	0	0	1.60
m-Toluolaldehyde	34.57	0	0	2.79
2,5-Dimethylbenzaldehyde	15.97	0	0	0
3,4-Dimethylbenzaldehyde	26.55	0	0	0
2,4-Dimethylbenzaldehyde	28.34	0	0	0
Sum	738.14	499.25	519.35	459.51

Table 4: Carbonyl emission factors for fuel A, B, C and J (MOGAS). Results for climb mode/full throttle (HBWAD) [DLR C. Wahl/ M. Kapernaum]

Climb/Full throttle Carbonyls	Fuel J	Fuel C	Fuel B	Fuel A
	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel	mg/kg Fuel
Formaldehyde	389.16	344.79	386.22	230.63
Acetaldehyde	71.34	220.80	234.52	39.41
Propargylaldehyde	4.02	2.09	2.92	1.37
Acrolein	55.55	74.15	69.53	20.55
Propanaldehyde	7.49	3.26	2.46	0.71
i-Butanaldehyde	15.43	9.88	10.60	30.76
Benzaldehyde	130.85	15.99	25.70	62.24
Methacrolein	142.81	154.95	154.60	0
o-Toluolaldehyde	29.67	0	0	2.67
p-Toluolaldehyde	71.01	0	0	1.74
m-Toluolaldehyde	0.00	0	0	2.74
2,5-Dimethylbenzaldehyde	22.06	0	0	0
3,4-Dimethylbenzaldehyde	37.57	0	0	0
2,4-Dimethylbenzaldehyde	41.44	0	0	0
Sum	1018.39	825.91	886.56	392.81

The figures 24, 25 and 26 show the **NO_x emissions ranking** of the tested fuels. The two groups of fuels mentioned for the CO and HC emissions ranking are confirmed with all engines, but this time the ranking of the fuels is the other way round, with MOGAS and the C, D, B, G, F fuels producing the highest NO_x emissions.

Relative Comparison of NO_x emission factors for different fuels (SE-KEI, St. Stephan, Switzerland, May 2006)Figure 24: Ranking of the NO_x emission factors for the tested fuels (SE-KEI engine in climb out mode/full throttle). AVGAS 100LL (Fuel I) is set to 100%.

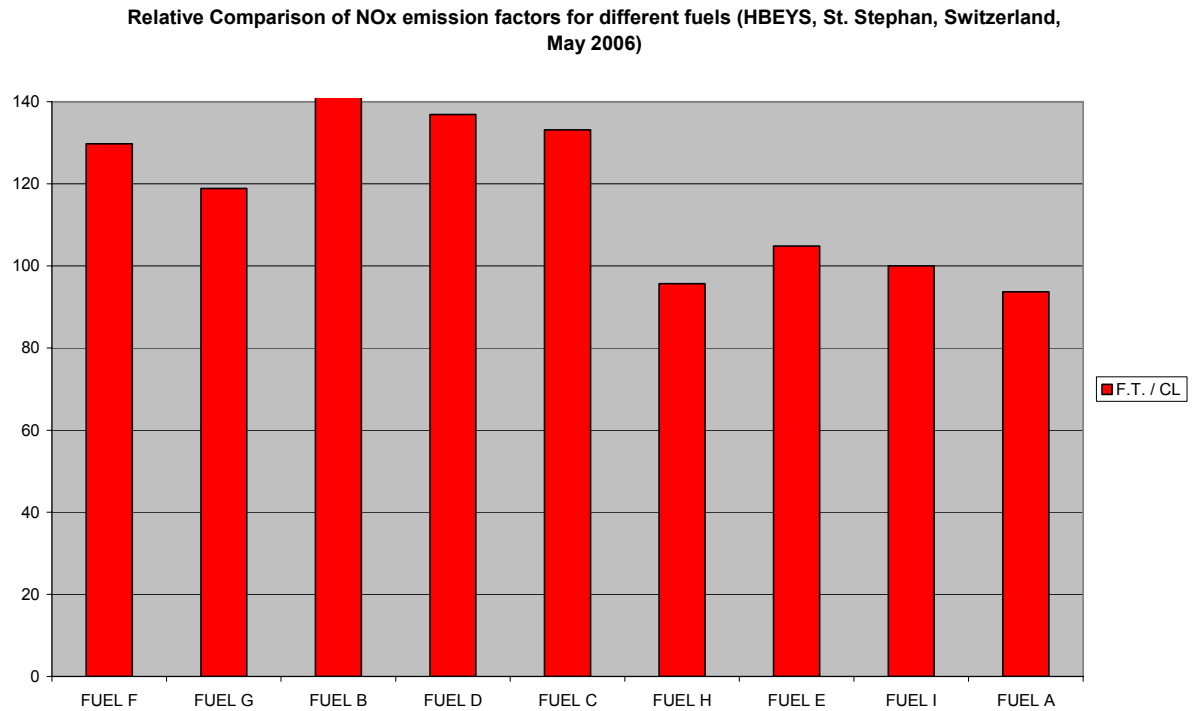


Figure 25: Ranking of the NOx emission factors for the tested fuels (HB-EYS engine in climb out mode/full throttle). AVGAS 100LL (Fuel I) is set to 100%.

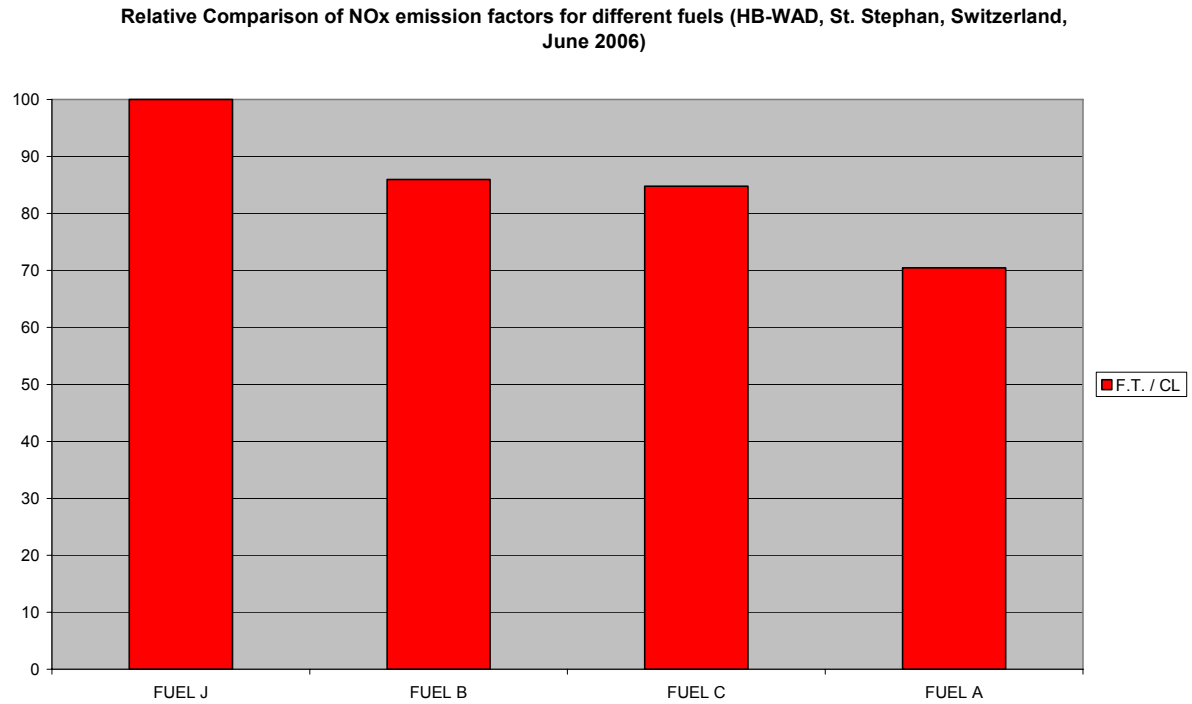


Figure 26: Ranking of the NOx emission factors for the tested fuels A, B, C and J with the ROTAX engine at climb out/full throttle setting. MOGAS (car gasoline, fuel J) is set to 100%.

5.6.2 Ranking of the fuels in terms of particle emissions

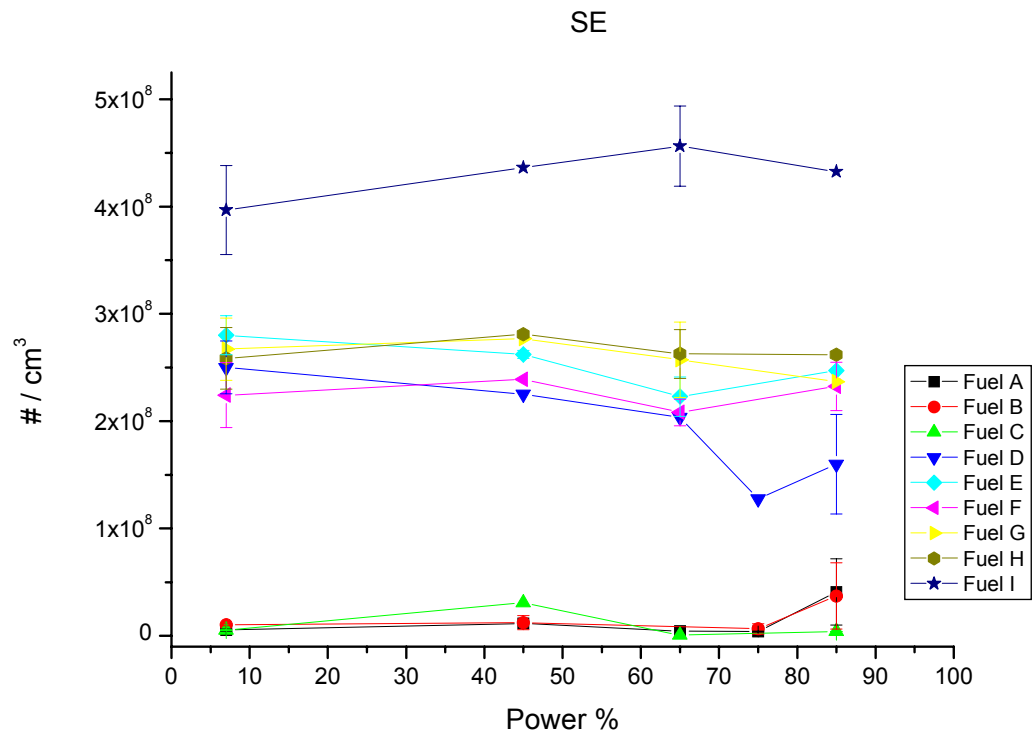


Figure 24: Particle number concentration for the different test fuels (SE-KEI engine) in function of propeller power. [DLR, C. Wahl, M. Kapernaum]

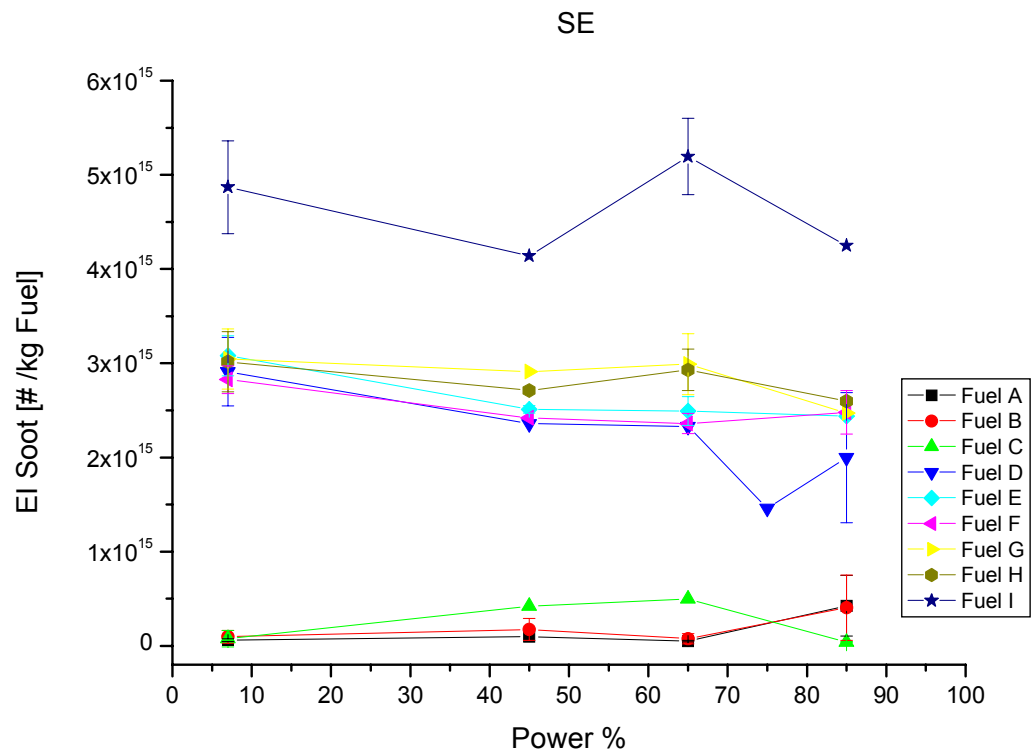


Figure 25: Emission factor for the number of soot particles per kg fuel for the different test fuels (SE-KEI engine) in function of propeller power. [DLR, C. Wahl, M. Kapernaum]

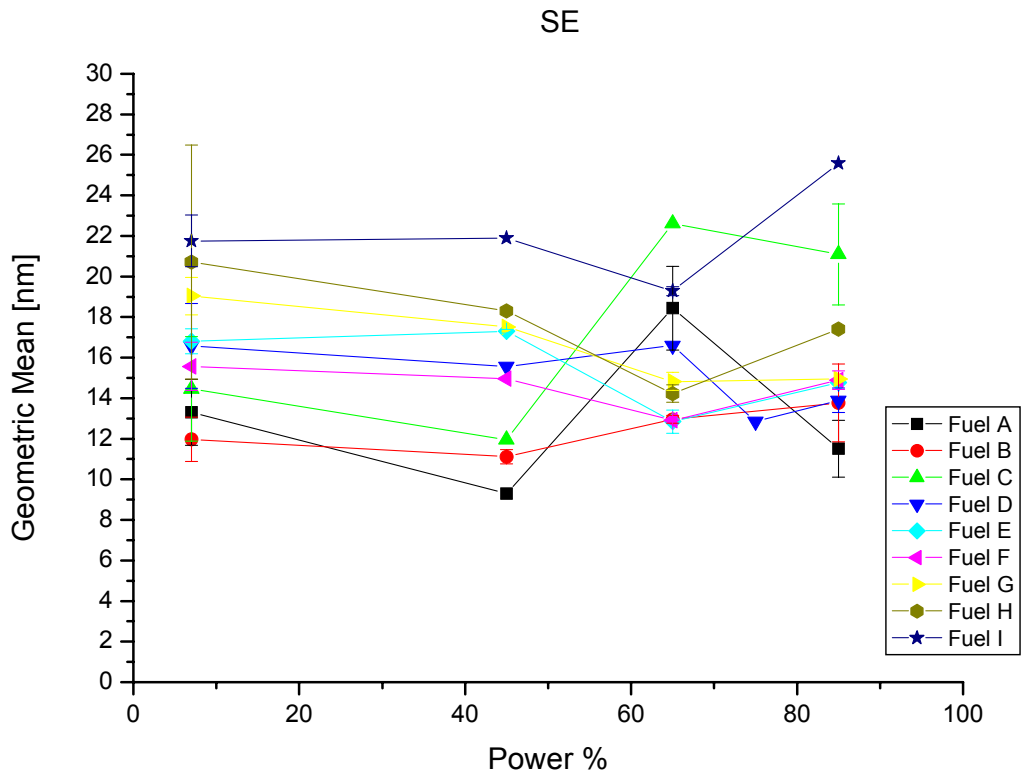


Figure 26: Geometric mean diameter of emitted nanoparticles for the different test fuels (SE-KEI engine) in function of propeller power. [DLR, C. Wahl, M. Kapernaum]

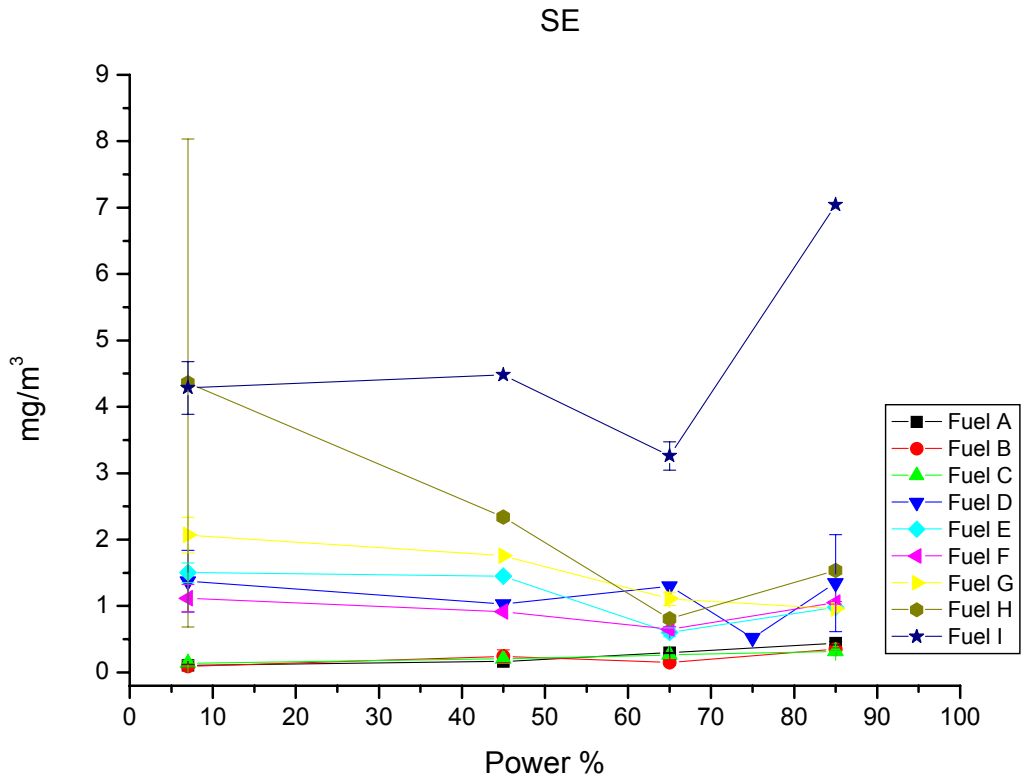


Figure 27: Emitted particle mass per exhaust volume for the different test fuels (SE-KEI engine) in function of propeller power. [DLR, C. Wahl, M. Kapernaum]

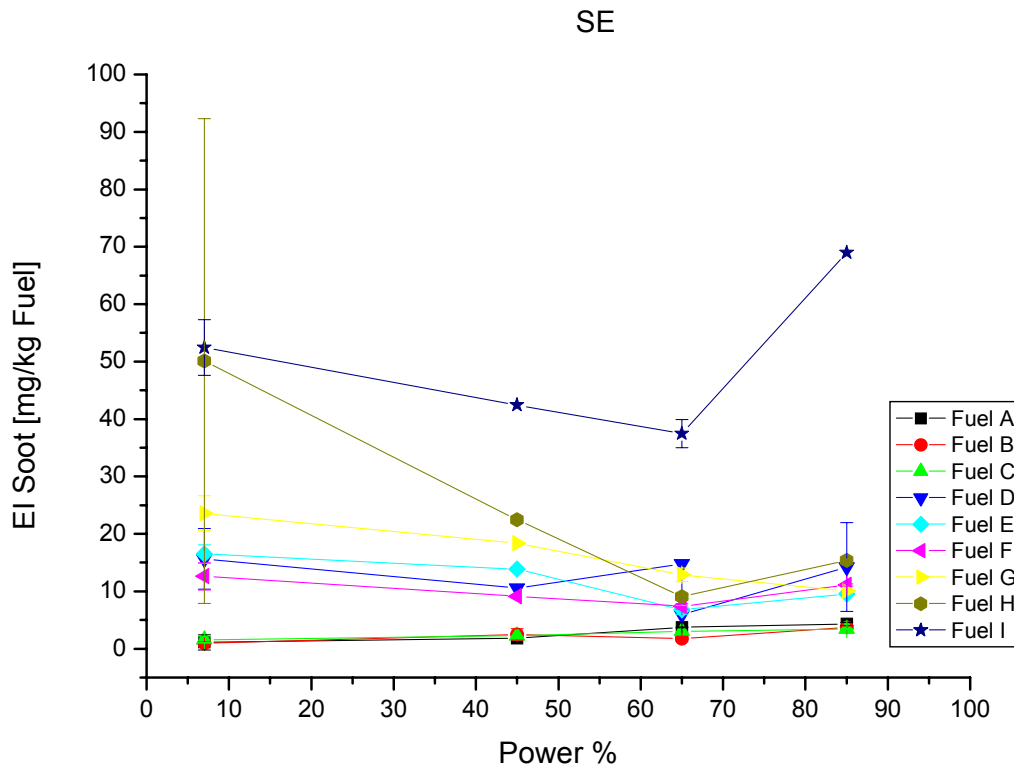


Figure 28: Emission factor for emitted particle mass for the different test fuels (SE-KEI engine) in function of propeller power. [DLR, C. Wahl, M. Kapernaum]

5.7 Discussion:

For gaseous emissions, an effect of different additives can not be clearly identified. If differences existed, they would be below the measurement accuracy of the FOCA analyzer system. However, differences occurring from different composition of the fuels are clearly visible:

One way to maintain an acceptable level of octane number without using lead-tetra-ethyl is by adding oxygen containing substances to the fuel. The effect of this is most pronounced with the tested lead free car gasoline (MOGAS, fuel J). The additional oxygen provided by the fuel reduces CO and total HC emissions and increases NO_x emissions. In fact, the tested MOGAS contained large amounts of MTBE². This substance might be the cause for the significantly high carbonyl emissions of the tested MOGAS. In addition to that, a substance like MTBE can pose a certain risk for the contamination of drinking water.

In order to rank the tested fuels with respect to particle emissions, the fuels can be separated into three groups:

The fuels A, B and C have the lowest particle number concentrations and the smallest particle diameter, leading to the lowest particle mass emissions. (group 1)

Fuel I (AVGAS 100LL) has the highest particle number concentrations and the highest particle diameters, leading to the highest particle mass emissions. (group 3)

The fuels D, E, F, G, and H (group 2) are situated between the group 1 and 3 fuels. The higher particle emissions of this group of fuels compared to group 1 can be explained by a fuel additive, which is missing in the group 1 fuels. However, particle number concentrations and particle mass emissions are still lower than with AVGAS 100LL (group 3).

² MOGAS sold in Switzerland and analyzed in 2006 contained quite large quantities of MTBE (Methyl tert-butyl ether).

As we have seen, there is no lead free highest octane fuel producing the lowest possible emissions (CO, total HC, Carbonyls, NOx and particles) among the tested fuels. A compromise seems to be needed, weighing the different trade-offs.

5.8 First conclusions

As far as particle emissions are concerned, the standard unleaded AVGAS 91/96UL (Fuel A) has again proven its superior environmental performance.

If not highest octane number is required, an AVGAS like fuel C seems to be a valuable compromise.

Fuel G, which would have the potential to fully replace AVGAS 100LL from point of view of aviation octane rating, has a better environmental performance than AVGAS 100LL, but worse than e.g. fuel C.



Picture 13: The measurement team. From left to right: C. Wahl, M. Kapernaum (both DLR), L. Hjelmberg (Hjelmco), T. Rindlisbacher, W. Bula (both FOCA)



Picture 14: HB-WAD (with Rotax engine) was generously provided for the fuel tests by A. Liechti, Switzerland. Many thanks also to K. Moser (first to the right, the pilot of HB-WAD), who contributed to the measurements in his spare time.



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

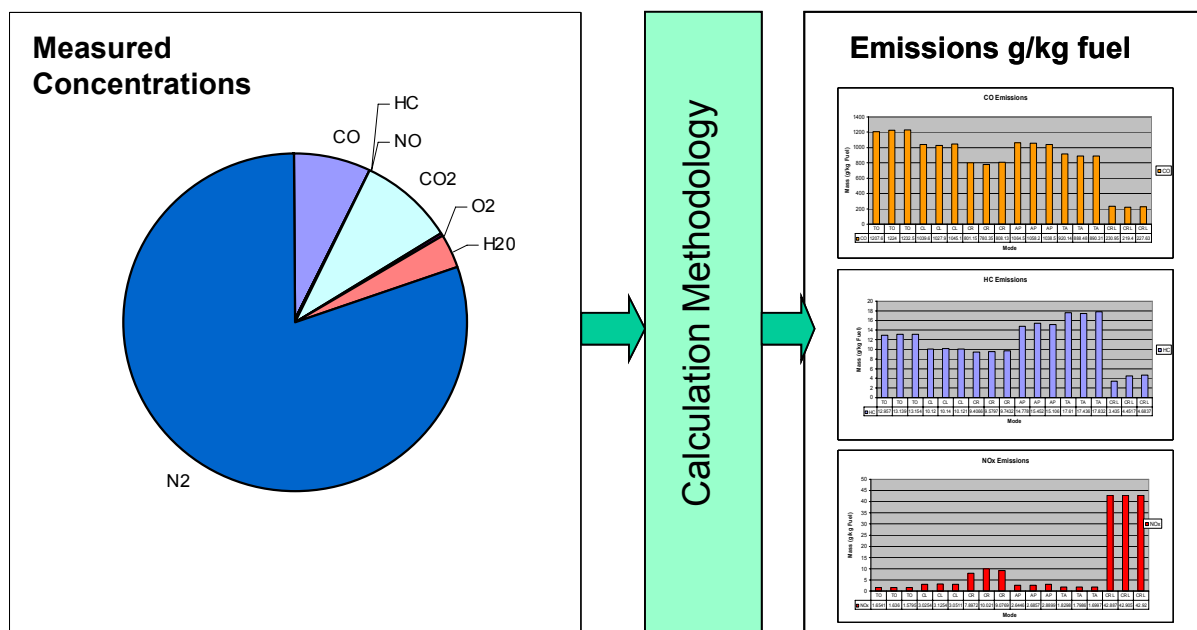
Federal Department of the Environment, Transport, Energy and
Communications DETEC

Federal Office of Civil Aviation FOCA

Aviation Policy and Strategy
Environmental Affairs

AIRCRAFT PISTON ENGINE EMISSIONS

Appendix 5: Calculation of Emission Factors



FOCA, CH-3003 Bern

Reference: 0 / 3/33/33-05-003 ECERT

Contact person: Theo Rindlisbacher

Tel. +41 31 325 93 76, Fax +41 31 325 92 12, theo.rindlisbacher@bazi.admin.ch

This document has been released for publication by FOCA, Aviation Policy and Strategy, Director M. Zuckschwerdt, 11.06.2007

Contents

	Page
a) Introduction	3
b) List of abbreviations	3
c) Calculation of EF (Equations used for FOCA ground measurements and data sheets)	3
d) Equations for "low cost" measurement system described in Appendix 1 for AVGAS (used for FOCA in-flight measurements and comparative ground measurements)	4
e) Equations for "low cost" measurement system described in Appendix 1 for DIESEL	6
f) Correction of ambient air temperature influence on normally aspirated piston engines	7
g) Statistical checks	7
h) Fuel flow	7

a) Introduction

Measured concentrations are converted to emission factors (EF) on the basis of molar masses. The fuel flow measurement is necessary for power setting checks (Appendix 3) and to calculate LTO emissions.

The basic calculation is taken from „Advisory Circular“ AC34-1A of the Federal Aviation Administration (FAA). If a low cost gas measurement system is used, as described in appendix 1, some corrections (section d) and the use of equation (5) for the calculation of air/fuel ratio to stoichiometric air/fuel ratio are suggested.

b) List of abbreviations

M_{Air}	Molar mass of dry air	28.966 g/mol
M_{HC}	Molar mass of exhaust-HC, <u>as Methane CH₄</u>	16.040 g/mol
M_{CO}	Molar mass of CO	28.011 g/mol
M_{NO_2}	Molar mass of NO ₂	46.088 g/mol
M_{NO}	Molar mass of NO	30.010 g/mol
M_{NOx}	Molar mass of NOx, 15% NO ₂ , 85% NO	32.412 g/mol
M_C	Molar mass of carbon C	12.011 g/mol
M_H	Molar mass of hydrogen H	1.008 g/mol
V_{CO_2}	Volume fraction of CO ₂ in dry air	0.0003
[HC]	Mean concentration of exhaust-HC	vol/vol
[CO]	Mean concentration of CO	vol/vol wet
[CO ₂]	Mean concentration of CO ₂	vol/vol wet
[NOx]	Mean concentration of NOx (NO+NO ₂)	vol/vol wet [NOx] = 1.18 [NO] ¹
m	Number of C atoms in char. fuel molecule	7 (AVGAS / MOGAS), 12 (JET A1)
n	Number of H atoms in char. fuel molecule	13 (AVGAS / MOGAS), 23 (JET A1)

c) Calculation of EF (Equations used for FOCA ground measurements and data sheets)

$$EF(CO) = \left(\frac{[CO]}{[CO_2] + [CO] + [HC]} \right) \left(\frac{10^3 M_{CO}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (1)$$

$$EF(HC) = \left(\frac{[HC]}{[CO_2] + [CO] + [HC]} \right) \left(\frac{10^3 M_{HC}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (2)$$

$$EF(NOx) = \left(\frac{[NO] \cdot 1.18}{[CO_2] + [CO] + [HC]} \right) \left(\frac{10^3 M_{NOx}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (3)$$

where

$$A = \frac{\lambda (M_C + (n/m)M_H)}{M_{Air}} \quad (4) \quad \text{and } \lambda \text{ with equation (5) or directly calculated by system.}$$

The calculation of λ (Lambda) is done with the following approximation (5) where CO₂, O₂ und CO are measured concentrations in volume% and **HC6NDIR** the NDIR HC reading in Hexane ppm.

¹ Conservative assumption FOCA / DLR

$$\lambda = \frac{CO_2 + \frac{CO}{2} + O_2 + \left\{ \frac{1.7261}{4} \cdot \frac{3.5}{3.5 + \frac{CO}{CO_2}} - 0.0088 \right\} \cdot (CO_2 + CO)}{\left(1 + \frac{1.7261}{4} - 0.0088 \right) \cdot (CO_2 + CO + HC_{6NDIR} \cdot 6 \cdot 10^{-4})} \quad (5)$$

General definition of λ (Lambda):

$$\lambda = \frac{\text{Airmass : Fuelmass} \quad (\text{measured})}{\text{Airmass : Fuelmass} \quad (\text{stoichiometric})}$$

$\lambda > 1$: lean $\lambda < 1$: rich

d) Equations for “low cost” measurement system described in Appendix 1 for AVGAS/MOGAS engines (used for FOCA in-flight measurements and comparative ground measurements)

EF(HC)

Many NDIR HC analyzers (like the one that FOCA uses for in-flight tests) read HC concentrations in hexane equivalents. Please note that in the standard calculation formulas for EF(CO), (HC) and (NO_x) above, the HC concentrations have to be methane based. Parallel measurements with a hot FID HC analyzer have shown that correction factors for the NDIR HC values can be derived. The HC correction factor counts for hexane to methane conversion and for partial to total HC measurement. Because of fuel, engine and power dependent HC composition, the factor is not a constant:

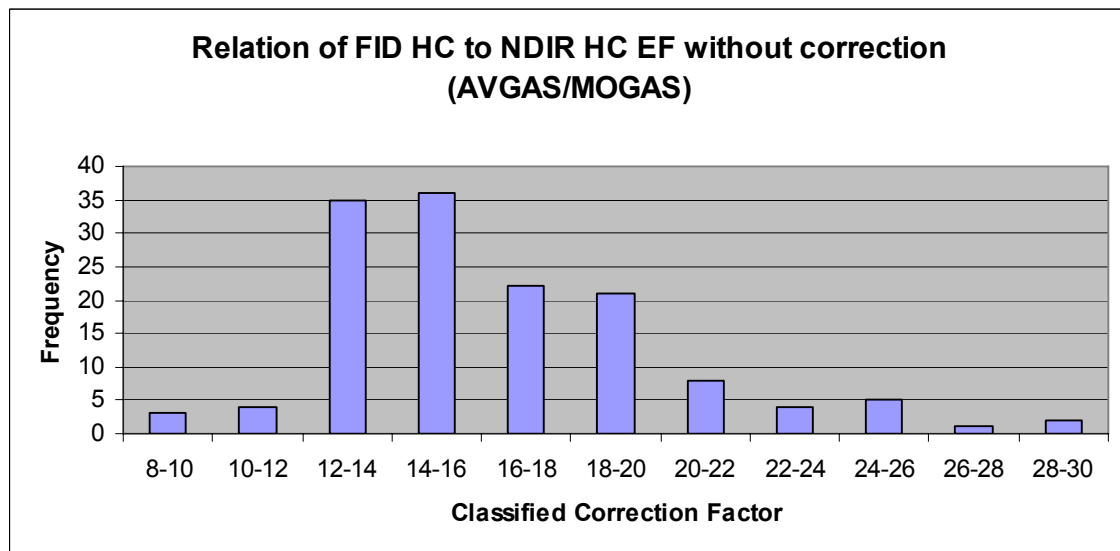


Figure 1: Distribution of the HC correction factor, based on 141 measurements with 8 different engines and all power modes. The derived mean correction factor for EF(HC) is **16.3**. Depending on the engine, the engine power condition and the fuel, the error band of the NDIR HC measurement compared to the total HC measurement with FID will be +/- 25%.

The magnitude of possible errors in EF(HC), when using NDIR HC measurement systems can be considered acceptable for the purpose of emission inventories, but it is significant. Therefore, FOCA uses an additional hot FID for all ground measurements and FOCA engine datasheets are all based on hot FID measurements where no estimations and HC correction factors are necessary.

EF(CO)

The effect on EF(CO) when using NDIR HC values instead of FID HC values is small. On the basis of 90 measurements with 5 different engines, the resulting correction factor is **0.9839**. When using this correction and NDIR HC values, the error band is +- 1% compared to FID HC.

EF(NOx)

The effect on EF(NOx) when using NDIR HC values instead of FID HC values is small. On the basis of 90 measurements with 5 different engines, the correction factor is **0.9839**, equal to E(CO) correction. The error band - when using this correction and NDIR HC values - is +- 1% compared to FID HC. The electrochemical NOx sensor which is used in the FOCA low cost measurement system (Appendix 1) is in fact a NO sensor and does not account for NO2. After comparative measurements the correction factor for NO to NOx conversion was set to **1.18** together with an assumption for M_{NOx} (as defined in section b). The possible error band is assumed +- 10%.

Equations:

$$EF(CO) = 0.9839 \cdot \left(\frac{[CO]}{[CO_2] + [CO] + [HC6NDIR]} \right) \left(\frac{10^3 M_{CO}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (6)$$

$$EF(HC) = 16.3 \cdot \left(\frac{[HC6NDIR]}{[CO_2] + [CO] + [HC6NDIR]} \right) \left(\frac{10^3 M_{HC}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (7)$$

$$EF(NOx) = 0.9839 \cdot \left(\frac{[NO] \cdot 1.18}{[CO_2] + [CO] + [HC6NDIR]} \right) \left(\frac{10^3 M_{NOx}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (8)$$

used together with equations (4) and (5).

- INTENTIONALLY LEFT BLANK -

e) Equations for “low cost” measurement system described in Appendix 1 for DIESEL engines

Similarly to what has been said in section d), correction factors for HC have been derived for diesel engines:

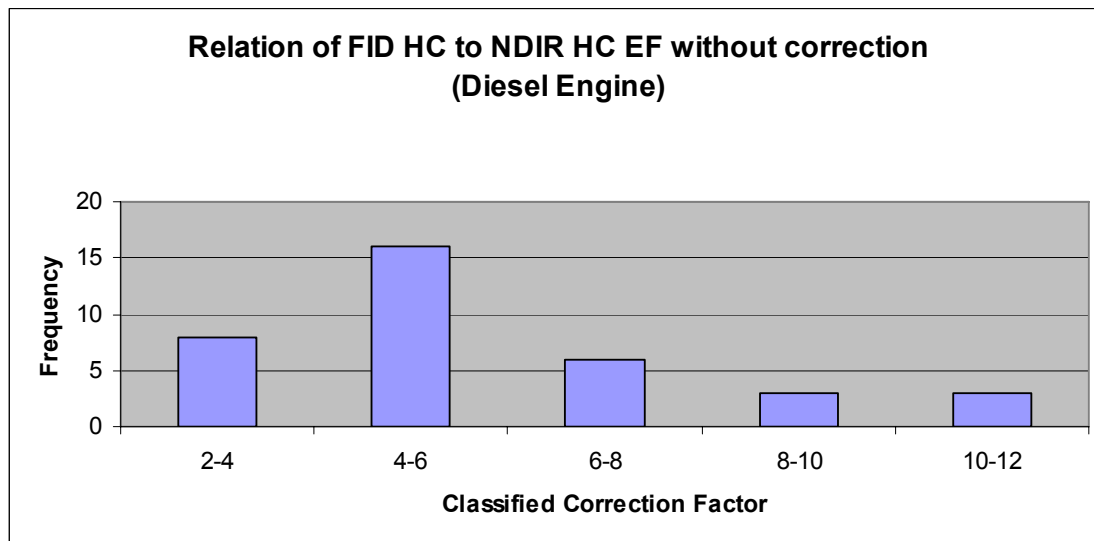


Figure 2: Distribution of the HC correction factor, based on 36 measurements with 2 different engines and all power modes. The derived mean correction factor for EI(HC) is **5.8**. Depending on the engine, the engine power condition and the fuel, the error band of the NDIR HC measurement compared to the total HC measurement with FID can be $\pm 40\%$.

EF(CO)

The effect on EI(CO) when using NDIR HC values instead of FID HC values is very small. On the basis of 36 measurements with 2 different engines, the correction factor is **0.9976**. When using this correction and NDIR HC values the error band is $\pm 0.3\%$ compared to FID HC.

EF(NO_x)

The effect on EI(NO_x) when using NDIR HC values instead of FID HC values is small. On the basis of 36 measurements with 2 different engines, the correction factor is **0.9976**, equal to EI(CO) correction. When using this correction and NDIR HC values the error band is $\pm 0.3\%$ compared to FID HC. The electrochemical NO_x sensor which is used in the FOCA low cost measurement system (Appendix 1) is in fact a NO sensor and does not account for NO₂. After comparative measurements the correction factor for NO to NO_x conversion was set to **1.18** together with an assumption for M_{NOx} (as defined in section b). The possible error band is assumed $\pm 10\%$.

Equations (next page):

$$EF(CO) = 0.9976 \cdot \left(\frac{[CO]}{[CO_2] + [CO] + [HC6NDIR]} \right) \left(\frac{10^3 M_{CO}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (9)$$

$$EF(HC) = 5.8 \cdot \left(\frac{[HC6NDIR]}{[CO_2] + [CO] + [HC6NDIR]} \right) \left(\frac{10^3 M_{HC}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (10)$$

$$EF(NOx) = 0.9976 \cdot \left(\frac{[NO] \cdot 1.18}{[CO_2] + [CO] + [HC6NDIR]} \right) \left(\frac{10^3 M_{NOx}}{M_C + (n/m)M_H} \right) (1 + A \cdot V_{CO_2}) \quad (11)$$

used together with equations (4) and (5).

f) Correction of ambient air temperature influence on normally aspirated piston engines

HC and CO emission factors for normally aspirated piston engines have been shown to be significantly temperature dependent, mainly because of air density variations and its influence on the air/fuel mixture. To correct the emission factors to 15°C, the following equations are suggested:

$$\text{CO Measurement : } EF_{CO}(15^\circ\text{C}) = 3.1259 \cdot (15 - T) + EF_{CO}(T) \quad (12)$$

$$\text{HC Measurement: } EF_{HC}(15^\circ\text{C}) = 0.0164 \cdot (15 - T) + EF_{HC}(T) \quad (13)$$

Ambient air humidity primarily seems to have an effect on NOx emissions. However, these emissions are very low at “full rich” conditions and therefore no significant correction could be established.

g) Statistical checks

For each engine and power mode, a minimum of three valid measurements has been defined. The confidence interval (90% Conf. Level) is determined with a T-Test and assumed normal distributed values.

h) Fuel flow

The fuel flow is normally measured in liters/hour or US gallons/hour. The standard calculation of the fuel flow in kg/s is done with a mean fuel density of 0.72 kg / liter for AVGAS/MOGAS and of 0.80 kg / liter for DIESEL/JETA1.