



**MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA**

PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA

NOMOR PM 15 TAHUN 2021

TENTANG

PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 34
TENTANG PERSYARATAN UNTUK BAHAN BAKAR TERBUANG, GAS BUANG
UNTUK PESAWAT UDARA YANG DIGERAKKAN DENGAN MESIN TURBIN, DAN
EMISI CO₂ PESAWAT UDARA

DENGAN RAHMAT TUHAN YANG MAHA ESA

MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA,

- Menimbang : a. bahwa berdasarkan ketentuan Pasal 20 Peraturan Pemerintah Nomor 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan bidang Penerbangan telah mengatur standar emisi gas buang sebagai salah satu persyaratan untuk memperoleh sertifikat kelaikudaraan sehingga perlu diatur persyaratan untuk bahan bakar terbuang, gas buang untuk pesawat udara yang digerakkan dengan mesin turbin, dan emisi CO₂ pesawat udara;
- b. bahwa berdasarkan pertimbangan sebagaimana dimaksud dalam huruf a, perlu menetapkan Peraturan Menteri Perhubungan tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 34 tentang Persyaratan untuk Bahan Bakar Terbuang, Gas Buang untuk Pesawat Udara yang Digerakkan dengan Mesin Turbin, dan Emisi CO₂ Pesawat Udara;

- Mengingat : 1. Pasal 17 ayat (3) Undang-Undang Dasar Negara Republik Indonesia Tahun 1945;
2. Undang-Undang Nomor 39 Tahun 2008 tentang Kementerian Negara (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2008 Nomor 166, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 4916);
3. Undang-Undang Nomor 1 Tahun 2009 tentang Penerbangan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2009 Nomor 1, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 4956) sebagaimana telah diubah dengan Undang-Undang Nomor 11 Tahun 2020 tentang Cipta Kerja (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2020 Nomor 245, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 6573);
4. Peraturan Pemerintah Nomor 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan Bidang Penerbangan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2021 Nomor 42, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 6644);
5. Peraturan Presiden Nomor 40 Tahun 2015 tentang Kementerian Perhubungan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2015 Nomor 75);
6. Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 122 Tahun 2018 tentang Organisasi dan Tata Kerja Kementerian Perhubungan (Berita Negara Republik Indonesia Tahun 2018 Nomor 1756);

MEMUTUSKAN:

- Menetapkan : PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN TENTANG PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 34 TENTANG PERSYARATAN UNTUK BAHAN BAKAR TERBUANG, GAS BUANG UNTUK PESAWAT UDARA YANG DIGERAKKAN DENGAN MESIN TURBIN, DAN EMISI CO₂ PESAWAT UDARA.

Pasal 1

Dalam Peraturan Menteri ini yang dimaksud dengan:

1. Mesin Pesawat Udara adalah mesin propulsi yang dipasang pada atau yang diproduksi untuk pesawat.
2. Mesin Turbin Gas adalah mesin pesawat *turboprop*, *turbofan*, atau *turbojet*.
3. Emisi Gas Buang adalah zat yang dipancarkan ke atmosfer dari nozel pembuangan gas buang dari pesawat udara atau Mesin Pesawat Udara.
4. Emisi Bahan Bakar Terbuang adalah bahan bakar, selain hidrokarbon dalam Emisi Gas Buang, yang terbuang dari Mesin Turbin Gas pesawat udara selama pengoperasian di darat dan operasi penerbangan dalam keadaan normal.
5. Pesawat Terbang Subsonik adalah pesawat terbang yang tidak mampu untuk terbang melebihi kecepatan Mach 1.
6. Pabrikan adalah badan hukum yang melakukan kegiatan rancang bangun pesawat udara.
7. Menteri adalah menteri yang menyelenggarakan urusan pemerintahan di bidang transportasi.
8. Direktur Jenderal adalah Direktur Jenderal Perhubungan Udara.

Pasal 2

Peraturan Menteri ini berlaku untuk pesawat udara sipil Republik Indonesia dengan Mesin Turbin Gas yang telah memiliki dan/atau akan mengajukan sertifikat kelaikudaraan standar.

Pasal 3

Peraturan Menteri ini mengatur:

- a. pemberlakuan dan standar Emisi Bahan Bakar Terbuang pada Mesin Turbin Gas baru atau yang sedang digunakan;
- b. pemberlakuan dan standar Emisi Gas Buang pada Mesin Turbin Gas baru atau yang sedang digunakan;
- c. ketentuan sertifikasi;

- d. prosedur pengujian Emisi Gas Buang;
- e. prosedur pengujian emisi asap mesin; dan
- f. standar sertifikasi untuk emisi CO₂ berdasarkan konsumsi bahan bakar.

Pasal 4

- (1) Pemenuhan standar emisi dapat ditinjau dari hasil pengujian prosedur.
- (2) Pengujian sebagaimana dimaksud pada ayat (1) dilakukan oleh Pabrikan dan diverifikasi oleh Direktur Jenderal.
- (3) Dalam melakukan verifikasi, Pabrikan harus memberikan akses kepada Direktur Jenderal untuk dapat menyaksikan pengujian atau melaksanakan pengujian ulang jika dibutuhkan.

Pasal 5

Dalam hal prosedur atau standar pengujian berbeda dengan ketentuan dalam Peraturan Menteri ini, Pabrikan, operator pesawat udara, atau operator Mesin Pesawat Udara dapat mengajukan permohonan pengujian khusus secara tertulis kepada Direktur Jenderal.

Pasal 6

- (1) Dalam keadaan tertentu, Pabrikan, operator pesawat udara, dan operator Mesin Pesawat udara dapat diberikan pengecualian pemenuhan standar emisi dalam Peraturan Menteri ini.
- (2) Keadaan tertentu sebagaimana dimaksud pada ayat (1) terdiri atas:
 - a. untuk Mesin Pesawat Udara yang dioperasikan di dalam wilayah Republik Indonesia untuk jangka waktu yang pendek dengan interval jarang, diberikan pada:
 - 1. penerbangan dengan tujuan ekspor ke negara asing, termasuk setiap penerbangan yang diperlukan untuk menunjukkan kondisi

- sebuah pesawat udara sebelum melakukan penerbangan ke suatu tempat di luar Republik Indonesia;
2. penerbangan menuju tempat pelaksanaan perbaikan, perubahan/modifikasi, pemeliharaan, atau penyimpanan;
 3. penerbangan kunjungan resmi perwakilan pemerintah asing; dan
 4. penerbangan lainnya yang ditetapkan atau disetujui oleh Direktur Jenderal;
- b. untuk Mesin Pesawat Udara baru dalam kategori lainnya, diberikan berdasarkan pertimbangan:
1. dampak ekonomi yang merugikan Pabrikasi, industri pesawat terbang, dan maskapai dalam skala besar;
 2. penerapan standar yang sama terhadap operator dalam persaingan usaha;
 3. dampak kesehatan dan kesejahteraan publik; dan
 4. lain yang dapat dianggap relevan oleh Direktur Jenderal; dan
- c. untuk Mesin Pesawat Udara yang masih beroperasi, diberikan dengan pertimbangan:
1. menunjukkan dokumentasi bahwa terdapat itikad baik untuk melaksanakan upaya pemenuhan standar telah dilakukan;
 2. menunjukkan dokumentasi ketidakmampuan untuk memenuhi standar karena adanya hal di luar kekuasaan dari pemilik atau operator pesawat udara; dan
 3. pernyataan rencana dari pemilik atau operator pesawat udara yang menunjukkan pemenuhan standar dalam waktu secepatnya.
- (3) Keadaan tertentu sebagaimana dimaksud pada ayat (1) huruf a angka 4 merupakan pengoperasian pesawat udara untuk jangka waktu dan pengoperasian yang terbatas.

- (4) Pengecualian terhadap mesin yang masih beroperasi sebagaimana dimaksud pada ayat (1) huruf c diberikan untuk waktu terbatas.
- (5) Ketentuan mengenai tata cara dan mekanisme pengajuan permohonan pengecualian sebagaimana dimaksud pada ayat (1) dilaksanakan berdasarkan Peraturan Menteri mengenai pengecualian pemenuhan standar keselamatan penerbangan sipil.

Pasal 7

Ketentuan mengenai pemberlakuan, standar, sertifikasi, dan pengujian emisi sebagaimana dimaksud dalam Pasal 3 tercantum dalam Lampiran I dan Lampiran II yang merupakan bagian tidak terpisahkan dari Peraturan Menteri ini.

Pasal 8

Direktur Jenderal melaksanakan pengawasan terhadap pelaksanaan Peraturan Menteri ini.

Pasal 9

Pada saat Peraturan Menteri ini mulai berlaku, Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 49 Tahun 2015 tentang Perubahan atas Peraturan Menteri Perhubungan Nomor KM 28 Tahun 2009 tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 34 Amandemen 1 (*Civil Aviation Safety Regulations Part 34 Amendment 1*) tentang Persyaratan Bahan Bakar Terbuang dan Emisi Gas Buang untuk Pesawat Udara yang Digerakkan dengan Mesin Turbin (*Fuel Venting and Exhaust Emission Requirement for Turbin Engine Powered Airplanes*) (Berita Negara Republik Indonesia Tahun 2015 Nomor 304), dicabut dan dinyatakan tidak berlaku.

Pasal 10

Peraturan Menteri ini mulai berlaku pada tanggal diundangkan.

Agar setiap orang mengetahuinya, memerintahkan pengundangan Peraturan Menteri ini dengan penempatannya dalam Berita Negara Republik Indonesia.

Ditetapkan di Jakarta
pada tanggal 20 April 2021

MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

BUDI KARYA SUMADI

Diundangkan di Jakarta
pada tanggal 29 April 2021

DIREKTUR JENDERAL
PERATURAN PERUNDANG-UNDANGAN
KEMENTERIAN HUKUM DAN HAK ASASI MANUSIA
REPUBLIK INDONESIA

ttd

WIDODO EKATJAHJANA

BERITA NEGARA REPUBLIK INDONESIA TAHUN 2021 NOMOR 460

Salinan sesuai dengan aslinya

PI. KEPALA BIRO HUKUM,



[Handwritten signature]
YUSTINUS DANANG RUSDIHANTO

LAMPIRAN I
PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA
NOMOR PM 15 TAHUN 2021
TENTANG
PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL
BAGIAN 34 TENTANG PERSYARATAN UNTUK BAHAN
BAKAR TERBUANG, GAS BUANG UNTUK PESAWAT
UDARA YANG DIGERAKKAN DENGAN MESIN
TURBIN, DAN EMISI CO₂ PESAWAT UDARA

**PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN
SIPIL (PKPS) BAGIAN 34**

**PERSYARATAN UNTUK BAHAN BAKAR TERBUANG, GAS BUANG UNTUK
PESAWAT UDARA YANG DIGERAKKAN DENGAN MESIN TURBIN
DAN EMISI CO₂ PESAWAT UDARA**

**REPUBLIK INDONESIA
KEMENTERIAN PERHUBUNGAN**

DAFTAR ISI

DAFTAR ISI.....	9
DAFTAR AMANDEMEN	11
IKHTISAR AMANDEMEN	12
SUB-BAGIAN A. KETENTUAN UMUM.....	13
34.1 Referensi Peraturan	13
34.2 Definisi	13
34.3 Singkatan	17
34.4 Persyaratan Umum	18
34.5 [Dicadangkan].....	19
34.6 Prosedur Pengujian Khusus	19
34.7 Keselamatan Pesawat Udara	19
34.8 Pengecualian	19
34.9 Mesin Cadangan	21
SUB-BAGIAN B. EMISI BAHAN BAKAR MESIN TERBUANG (MESIN PESAWAT TURBIN GAS BARU (NEW) DAN <i>IN-USE AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE</i>)	22
34.10 Pemberlakuan	22
34.11 Standar Untuk Emisi Bahan Bakar Terbuang	22
SUB-BAGIAN C. EMISI GAS BUANG (MESIN TURBIN GAS BARU).....	24
34.20 Pemberlakuan.....	24
34.21 Standar Emisi Gas Buang.....	24
34.23 Persyaratan Emisi Gas Buang Untuk Mesin Yang Diproduksi Pada Atau Setelah 18 Juli 2012.	26
SUB-BAGIAN D. EMISI GAS BUANG (UNTUK <i>IN-USE AIRCRAFT GAS TUBINE ENGINE</i>)	29
34.30 Pemberlakuan.....	29
34.31 Standar Emisi Gas Buang.....	29
SUB-BAGIAN E. KETENTUAN SERTIFIKASI	30
34.48 Mesin Derivatif Untuk Keperluan Sertifikasi Emisi	30
SUB-BAGIAN F. [Reserved]	32

SUB-BAGIAN G. PROSEDUR PENGUJIAN EMISI GAS BUANG (PESAWAT DAN MESIN TURBIN GAS PESAWAT UDARA).....	33
34.60 Pendahuluan	33
34.61 Spesifikasi Bahan Bakar Turbin.....	34
34.62 Prosedur Pengujian (Mesin Propulsi)	35
34.63 [Dicadangkan].....	36
34.64 Prosedur Sampling dan Analitik Pengukuran Emisi Gas Buang.....	36
34.65 sampai dengan 34.70 [Dicadangkan].....	36
34.71 Pemenuhan Terhadap Standar Emisi Gas	36
SUB-BAGIAN H. PROSEDUR PENGUJIAN UNTUK EMISI ASAP MESIN (MESIN TURBIN GAS PESAWAT UDARA)	37
34.80 Pendahuluan	37
34.81 Spesifikasi Bahan Bakar	37
34.82 Prosedur Sampling dan Analitik Tata Cara Mengukur Emisi Asap Knalpot	37
34.83 sampai dengan 34.88 [Dicadangkan].....	37
34.89 Pemenuhan Terhadap Standar Emisi Asap.....	37
SUB-BAGIAN I. STANDAR SERTIFIKASI UNTUK EMISI CO ₂ PESAWAT TERBANG BERDASARKAN KONSUMSI BAHAN BAKAR (PESAWAT TERBANG JET SUBSONIK LEBIH DARI 5700 KG DAN PESAWAT TERBANG DENGAN PROPELLER LEBIH DARI 8 618 KG)....	39
34.90 Umum	39
34.91 Pemberlakuan.....	40
34.92 Metrik Evaluasi Emisi CO ₂	42
34.93 Referensi Massa Pesawat.....	42
34.94 Nilai Maksimal Yang Dijinkan Untuk Metrik Evaluasi Emisi CO ₂	43
34.95 Kondisi Acuan Untuk Menentukan <i>Specific Air Range</i> Pesawat Terbang	44
34.96 Prosedur Pengujian	45
LAMPIRAN A. PENENTUAN NILAI METRIK EVALUASI EMISI CO ₂ PESAWAT TERBANG	46
LAMPIRAN B. ACUAN FAKTOR GEOMETRIK.....	56

DAFTAR AMANDEMEN

Nomor Amandemen	Tanggal Terbit	Referensi
Amandemen 0 (Original)	27 Desember 1993	
Amandemen 1	26 Februari 2009	
Amandemen 2	20 Februari 2015	
Amandemen 3		

IKHTISAR AMANDEMEN

Nomor Amandemen	Sumber	Subjek	Penetapan
Amandemen 0 (Original) Edisi 1	27 Desember 1993		Keputusan Menteri Perhubungan Nomor 90 Tahun 1993, tanggal 27 Desember 1993, Lampiran VIII
Amandemen 1	Annex 16 Vol. II Amandemen 04	1. Pengantar definisi dan singkatan baru. 2. Pengantar pengelompokan klasifikasi baru pada standar Emisi Gas Buang. 3. Pengantar tambahan pada spesifikasi bahan bakar turbin. 4. Penetapan Standar emisi NOx	Keputusan Menteri Perhubungan Nomor 28 Tahun 2009, tanggal 26 Februari 2009
Amandemen 2	Annex 16 Vol. II Amandemen 08	1. pemutakhiran hidrokarbon (HC) <i>Analyser oven temperature range</i> 2. penggunaan peralatan modern untuk pengukuran dan pemutakhiran lokasi peralatan pelembaban selama uji sertifikasi emisi 3. Perubahan minor terkait terminologi perubahan penomoran dan penulisan dokumen.	Peraturan Menteri Perhubungan Nomor 49 Tahun 2015, tanggal 20 Februari 2015
Amandemen 3	Annex 16 Vol. II Amandemen 09 dan Vol. III Edisi Pertama	Standar dan praktek yang direkomendasikan tentang sertifikasi emisi CO ₂ pada pesawat terbang subsonik.	

SUB BAGIAN A

KETENTUAN UMUM

34.1 Referensi Peraturan

Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil (PKPS) bagian 34 mengatur ketentuan pelaksana terkait persyaratan bahan bakar terbang, untuk pesawat udara bermesin turbin dan Emisi Gas Buang CO₂ sebagaimana dipersyaratkan oleh Pasal 37 Undang-Undang Nomor 1 Tahun 2009 tentang Penerbangan sebagaimana diubah dengan Pasal 58 butir 16 Undang-Undang Nomor 11 Tahun 2020 Tentang Cipta Kerja dan Pasal 20 Peraturan Pemerintah Nomor 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan Bidang Penerbangan.

34.2 Definisi

1. "Direktur Jenderal" adalah Direktur Jenderal Perhubungan Udara atau orang yang mendapat pendelegasian kewenangannya.
2. "Pesawat udara" adalah perangkat yang digunakan atau dimaksudkan untuk digunakan dalam penerbangan di udara yang diterbitkan sertifikat kelaikan udara sesuai standar Negara Kesatuan Republik Indonesia atau sertifikat kelaikan udara asing yang setara.
3. "Mesin pesawat udara" adalah mesin propulsi yang dipasang pada atau yang diproduksi untuk pesawat.
4. "Mesin turbin gas" adalah mesin pesawat *turboprop, turbofan, atau turbojet*.
5. "Tingkat Karakteristik" adalah tingkat emisi yang dihitung untuk setiap polutan berdasarkan penilaian statistik hasil pengukuran emisi dari beberapa pengujian sesuai Lampiran ICAO Annex 16 Amandemen Juli 2008"
6. "Class TP" adalah semua pesawat dengan mesin *turboprop*.
7. "Class TF" adalah semua pesawat dengan mesin *turbofan* atau *turbojet* kecuali mesin Class T3, T8, dan TSS.
8. "Class T3" adalah semua pesawat dengan mesin turbin gas model seri JT3D.
9. "Class T8" adalah semua pesawat dengan mesin turbin gas model seri JT8D.
10. "Class TSS" adalah semua pesawat dengan mesin turbin gas yang digunakan sebagai pendorong pesawat yang dirancang untuk beroperasi pada penerbangan supersonik.
11. "Mesin pesawat udara komersial" adalah setiap mesin pesawat yang

digunakan atau dimaksudkan untuk digunakan oleh "Operator Pesawat Udara".

12. "Mesin Turbin Gas Pesawat Udara Komersial" adalah mesin pesawat udara komersial *turboprop*, *turbofan*, atau *turbojet*.
13. "Tanggal pembuatan" adalah tanggal tercatatnya *inspection acceptance* yang menyatakan mesin telah selesai dan memenuhi persetujuan desain tipe dari Direktur Jenderal.
14. "Mesin derivatif" untuk keperluan sertifikasi emisi adalah sebuah mesin yang memiliki karakteristik emisi yang sama atau mirip seperti mesin yang tercakup dalam sertifikat tipe yang dikeluarkan berdasarkan PKPS bagian 33. Karakteristik ini dijelaskan dalam Bagian 34.48.
15. "Sistem pengukuran emisi" adalah semua peralatan yang diperlukan untuk mengangkut sampel emisi dan mengukur tingkat emisi. Ini termasuk sistem sampel dan sistem instrumentasi.
16. "Model mesin" adalah semua mesin turbin pesawat udara komersial yang memiliki seri umum, kapasitas, dan karakteristik desain yang sama dan disahkan dalam sertifikat tipe yang sama.
17. "Emisi Gas Buang" adalah zat yang dipancarkan ke atmosfer dari nozel pembuangan gas buang dari pesawat udara atau mesin pesawat udara.
18. "Emisi bahan bakar terbuang" adalah bahan bakar, selain hidrokarbon dalam Emisi Gas Buang, yang terbuang dari mesin turbin gas pesawat udara selama semua pengoperasian di darat dan operasi penerbangan normal.
19. "*In-use aircraft gas turbine engine*" adalah sebuah mesin turbin gas pesawat udara yang sedang digunakan.
20. "*Introduction date*" adalah tanggal produksi pertama secara individu pertama dari sebuah kelompok model mesin atau sertifikat tipe mesin yang akan disertifikasi. Selain mesin untuk pengujian atau mesin yang tidak digunakan.
21. "Mesin turbin gas pesawat udara baru" adalah mesin turbin gas pesawat udara yang belum pernah dipergunakan.
22. "Pengaturan tenaga" adalah tenaga atau gaya dorong dihasilkan dari mesin dalam satuan kilonewtons thrust untuk mesin *turbojet* dan *turbofan* atau *shaft power* dalam satuan *kilowatt* untuk mesin *turboprop*.
23. "*Rated output (rO)*" adalah tenaga/gaya dorong maksimum yang tersedia untuk lepas landas pada kondisi standar siang hari untuk mesin yang

disetujui oleh Direktur Jenderal, termasuk kontribusi pemanasan kembali yang berlaku, tidak termasuk kontribusi apapun karena disebabkan *water injection* dan tidak termasuk tingkat tenaga/gaya dorong darurat.

24. "*Rated pressure ratio* (rPR)" adalah rasio antara tekanan masuk ruang bakar dan tekanan masuk mesin yang dicapai dengan operasi mesin pada rated output.
25. "*Reference day condition*" adalah kondisi acuan setempat untuk emisi gas (HC dan asap) yang terkoreksi. *Reference day condition* adalah sebagai berikut: Suhu = 15 °C, kelembaban spesifik = 0,00629 kg H₂O/kg udara kering, dan tekanan = 101325 Pa.
26. "*Sample system*" adalah sistem yang menyediakan perpindahan sampel emisi gas dari sampel probe ke inlet dari sistem instrumentasi.
27. "*Shaft Power*" adalah tenaga putar terukur yang dihasilkan dari mesin *turboprop*.
28. "*Smoke*" adalah materi di dalam Emisi Gas Buang yang mengaburkan transmisi cahaya.
29. "*Smoke Number* (SN)" adalah istilah yang digunakan untuk menunjukkan jumlah emisi asap, tanpa satuan.
30. "*Standard day condition*" adalah kondisi standar setempat yang dideskripsikan dalam *International Standard Atmosphere* (ISA), (yaitu, suhu = 15 °C, kelembaban spesifik = 0,00629 kg H₂O/kg udara kering, dan tekanan = 101325 Pa.)
31. "*Taxi/idle* (In)" adalah pengoperasian pesawat udara meliputi *taxi* dan *idle* antara waktu *landing roll out* dan *final shutdown* dari semua mesin propulsi.
32. "*Taxi/idle* (out)" adalah pengoperasian pesawat udara yang meliputi *taxi* dan *idle* antara waktu awal penyalaan mesin propulsi yang digunakan untuk *taxi* dan berbelok ke landasan pacu.
33. *Tier*, yang digunakan dalam bagian ini adalah sebutan yang berhubungan dengan standar emisi NO_x untuk mesin sebagaimana ditentukan dalam Sec. 34.21 atau Sec. 34.23 dari bagian ini (misalnya, *Tier 0*).
34. *Cockpit crew zone* adalah Bagian kabin yang khusus digunakan untuk *flight crew*.
35. Versi turunan dari pesawat terbang *non-CO2-certified* adalah sebuah pesawat individual yang sesuai dengan sebuah *type certificate* yang ada, tetapi tidak memenuhi persyaratan PKPS bagian 34, dan untuk perubahan dalam desain tipe yang dibuat sebelum penerbitan pertama Sertifikat

Kelaikudaraan yang meningkatkan nilai evaluasi emisi CO₂ lebih dari 1,5% atau dianggap sebagai perubahan CO₂ yang signifikan.

36. Versi turunan dari pesawat terbang CO₂-certified adalah sebuah pesawat terbang yang menggabungkan perubahan dalam desain tipe antara lain meningkatkan *maximum take-off mass*, atau meningkatkan nilai evaluasi emisi CO₂ hingga lebih dari :
 - a. 1,35% pada *maximum take-off mass* 5 700 kg, menurun secara linier;
 - b. 0,75% pada *maximum take-off mass* 60 000 kg, menurun secara linier;
 - c. 0,70% pada *maximum take-off mass* 600 000 kg; dan
 - d. konstan 0,70% pada *maximum take-off mass* lebih besar dari 600 000 kg.
37. Catatan.— Jika Direktorat Jenderal Perhubungan Udara menemukan bahwa perubahan yang diusulkan dalam desain, konfigurasi, daya atau massa begitu luas sehingga diperlukan penyelidikan baru yang substansial terkait kepatuhan terhadap peraturan kelaikudaraan yang berlaku, pesawat tersebut akan dianggap sebagai desain tipe baru bukan versi turunan.
38. “Prosedur ekuivalen” adalah prosedur pengujian atau analisis yang, berbeda dari ketentuan dalam PKPS bagian ini, dalam penilaian teknis dari Direktur Jenderal yang secara efektif menghasilkan nilai evaluasi emisi CO₂ sesuai dengan yang prosedur yang ditetapkan.
39. “Kapasitas maksimum tempat duduk penumpang” adalah jumlah maksimum penumpang yang tersertifikasi pada *type design* pesawat udara.
40. “*Maximum take-off mass*” adalah massa lepas landas paling tinggi untuk konfigurasi *type design*.
41. “*Performance model*” adalah sebuah alat atau metode analisis yang divalidasi dari data uji terbang terkoreksi yang dapat digunakan untuk menentukan nilai SAR untuk menghitung nilai evaluasi emisi CO₂ pada kondisi acuan.
42. “*Kondisi optimum*” adalah kombinasi dari ketinggian dan kecepatan udara di dalam *approved operating envelope* yang didefinisikan dalam *airplane flight manual* yang menyediakan *specific air range* tertinggi di masing-masing massa referensi pesawat terbang.
43. “Referensi faktor geometris” adalah faktor penyesuaian berdasarkan pengukuran ukuran badan pesawat terbang diturunkan dari proyeksi dua dimensi dari badan pesawat terbang.
44. “*Specific air range*” adalah jarak tempuh pesawat terbang pada fase terbang jelajah per unit bahan bakar yang dikonsumsi.

45. "Pesawat terbang subsonik" adalah pesawat terbang yang tidak mampu mempertahankan level flight pada kecepatan melebihi *Mach* 1.

34.3 Singkatan

Singkatan yang digunakan dalam lampiran ini memiliki arti sebagai berikut :

CO ₂	-	<i>Carbon dioxide</i> (Karbon dioksida)
CO	-	<i>Carbon monoxide</i> (Karbon monoksida)
g	-	Gram
HC	-	<i>Hydrocarbon</i> (hidro karbon)
HP	-	<i>Horse Power</i>
hr	-	<i>Hour</i> (Jam)
H ₂ O	-	(Air)
kg	-	Kilogram
kJ	-	Kilojoule
kN	-	Kilonewton
kW	-	Kilowatt
lb	-	<i>Pound</i>
LTO	-	<i>Landing Take Off</i> (mendarat dan lepas landas)
min	-	<i>Minute</i> (Menit)
MTOM	-	<i>Maximum Take Off Mass</i>
NOX	-	<i>Oxides of Nitrogen</i> (oksida nitrogen)
Pa	-	Pascal
rO	-	<i>Rated output</i>
rPR	-	<i>Rated pressure ratio</i>
sec	-	<i>Second</i> (detik)
SAR	-	<i>Specific air range</i> (km/kg)
SP	-	<i>Shaft Power</i>
SN	-	<i>Smoke Number</i>
T	-	<i>Temperature, degrees Kelvin</i> (temperatur, derajat Kelvin)
TIM	-	<i>Time in mode</i>
W	-	Watt
°C	-	<i>Degrees Celsius</i> (Derajat Celsius)
%	-	<i>Percent</i> (Persen)
AVG	-	<i>Average</i> (Rata - Rata)
CG	-	<i>Center of Gravity</i> (Titik Berat)

- g₀ - percepatan Standard yang disebabkan oleh gaya gravitasi di permukaan laut dan lintang geodetik dari 45,5 derajat, 9,80665 (m/s²)
- hz - *Hertz* (siklus per detik)
- OML - *Outer mould line* (garis luas cetakan)
- RGF - *Reference geometric factor* (acuan faktor geometrik)
- RSS - *Root sum of squares* (akar dari jumlah kuadrat)
- TAS - *True Air Speed* (kecepatan udara sebenarnya) (km/h)
- wf - *Total airplane fuel flow* (total aliran bahan bakar pesawat terbang) (kg/h)
- δ - Rasio tekanan atmosfer pada ketinggian tertentu dengan tekanan atmosfer di permukaan laut

34.4 Persyaratan Umum

- (a) Bagian ini menyediakan penetapan persetujuan atau penerimaan oleh Direktur Jenderal atau metode pengujian dan pengambilan sampel, teknik analisis, dan peralatan terkait yang tidak identik dengan ketentuan dalam bagian ini.
- (b) [Dicadangkan]
- (c) Pesawat terbang sipil Republik Indonesia. PKPS ini berlaku untuk pesawat sipil yang bertenaga mesin pesawat turbin gas dari kelas yang ditentukan dalam bagian ini dan yang memiliki sertifikat kelaikudaraan standar Republik Indonesia.
- (d) Pesawat terbang asing. PKPS ini berlaku untuk pesawat sipil yang bertenaga mesin pesawat turbin gas dari kelas yang ditentukan dalam bagian ini dan yang memiliki sertifikat kelaikudaraan asing yang setara dengan sertifikat kelaikudaraan standar Republik Indonesia. PKPS ini berlaku hanya untuk pesawat sipil asing yang, jika terdaftar di Republik Indonesia, dipersyaratkan oleh PKPS pada bagian ini untuk memperoleh sertifikat kelaikudaraan standar Republik Indonesia agar dapat melakukan operasi pesawat terbang yang dituju. PKPS ini tidak berlaku apabila bertentangan dengan kewajiban Republik Indonesia kepada negara asing dalam pakta, konvensi atau perjanjian dimana Indonesia menjadi negara pihak.
- (e) [Dicadangkan]
- (f) [Dicadangkan]
- (g) [Dicadangkan]
- (h) [Dicadangkan]

- (i) [Dicadangkan]
- (j) [Dicadangkan]
- (k) [Dicadangkan]
- (l) [Dicadangkan]
- (m) [Dicadangkan]
- (n) [Dicadangkan]
- (o) [Dicadangkan]
- (p) Setiap pemohon harus memberikan akses bagi Direktur Jenderal untuk melaksanakan atau menyaksikan pengujian yang diperlukan untuk menentukan pemenuhan ketentuan yang berlaku dalam PKPS ini.

34.5 [Dicadangkan]

34.6 Prosedur Pengujian Khusus

Direktur Jenderal atas permohonan tertulis oleh Pabrikan atau operator pesawat udara atau mesin pesawat udara dapat menyetujui prosedur pengujian untuk setiap pesawat udara dari mesin pesawat udara yang memiliki prosedur atau standar pengujian yang berbeda dengan ketentuan dalam peraturan menteri ini.

34.7 Keselamatan Pesawat Udara

- (a) Ketentuan bagian ini akan direvisi dalam hal Direktur Jenderal menetapkan bahwa standar emisi tidak dapat dipenuhi dalam waktu yang telah ditentukan tanpa menimbulkan bahaya keselamatan.
- (b) Jika Direktur Jenderal menentukan bahwa setiap peraturan pengendalian emisi pada bagian ini tidak dapat dengan aman diterapkan untuk suatu pesawat udara, maka ketentuan itu tidak dapat diadopsi atau dilaksanakan terhadap pesawat udara tersebut.

34.8 Pengecualian

Pemberian masukan untuk pembuatan peraturan atau pengecualian (*exemption*) yang melibatkan PKPS ini harus disampaikan kepada Direktur Jenderal.

- (a) Pengecualian berdasarkan penerbangan jarak pendek pada interval jarang. Standar emisi pada bagian ini tidak berlaku untuk mesin yang tenaga pesawat udaranya dioperasikan di dalam wilayah Republik Indonesia untuk jangka waktu yang pendek pada interval jarang. Operasi tersebut hanya terbatas pada:
 - (1) penerbangan dengan tujuan ekspor ke negara asing, termasuk setiap

- penerbangan penting untuk menunjukkan kondisi sebuah pesawat udara sebelum melakukan penerbangan ke suatu tempat di luar Republik Indonesia;
- (2) penerbangan ke tempat dalam rangka pelaksanaan perbaikan, *alterations* atau pemeliharaan, atau penyimpanan;
 - (3) penerbangan kunjungan resmi oleh wakil-wakil dari pemerintah asing; dan
 - (4) penerbangan lainnya dimana Direktur Jenderal menentukan, untuk jangka waktu yang pendek pada interval jarang. Permintaan untuk penentuan tersebut harus dilakukan sebelum penerbangan berlangsung
- (b) [Dicadangkan]
- (c) Pengecualian untuk mesin baru dalam kategori lainnya. Standar emisi pada bagian ini tidak berlaku untuk mesin yang mana Direktur Jenderal menentukan bahwa penerapan setiap standar berdasarkan Sec. 34.21 tidak dibenarkan, berdasarkan pertimbangan:
- (1) Dampak ekonomi yang merugikan Pabrikasi, industri pesawat terbang dan maskapai dalam skala besar;
 - (2) Keadilan dalam mengelola standar diantara semua pihak yang bersaing secara ekonomi;
 - (3) Pengaruh kesehatan dan kesejahteraan publik; dan
 - (4) Faktor lain yang, dapat dianggap relevan oleh Direktur Jenderal; dan.
- (d) Pembatasan waktu pengecualian untuk mesin yang sedang digunakan. Standar emisi pada bagian ini tidak berlaku untuk pesawat udara atau mesin pesawat udara untuk periode waktu yang ditentukan oleh Direktur Jenderal sesuai standar berdasarkan Bagian 34.11(a), atau Bagian 34.31(a), dengan pertimbangan:
- (1) menunjukkan dokumentasi bahwa terdapat itikad baik untuk melaksanakan upaya pemenuhan standar telah dilakukan;
 - (2) menunjukkan dokumentasi ketidakmampuan untuk memenuhi standar karena adanya hal di luar kekuasaan dari pemilik atau operator pesawat udara; dan
 - (3) pernyataan rencana dari pemilik atau operator pesawat udara yang menunjukkan pemenuhan standar dalam waktu secepatnya.
- (e) Tata cara dan mekanisme pengajuan permohonan pengecualian dilaksanakan sesuai dengan Peraturan Menteri mengenai Pengecualian dan

Kewajiban Pemenuhan Standar Keselamatan Penerbangan Sipil.

(f) [Dicadangkan]

34.9 Mesin Cadangan

Mesin Cadangan tertentu yang memenuhi ketentuan berikut dikecualikan :

- (a) Pengecualian ini membolehkan produksi mesin untuk pemasangan pada pesawat udara *in-service*. Sebuah mesin cadangan tidak dapat diinstal pada pesawat baru.
- (b) Setiap mesin cadangan harus identik dengan sub-model yang sebelumnya disertifikatkan untuk memenuhi semua persyaratan yang berlaku.
- (c) Sebuah mesin cadangan dapat digunakan hanya ketika emisi cadangan tidak melebihi persyaratan sertifikasi dari mesin asli, untuk semua polutan yang diatur.
- (d) Tidak ada persetujuan yang terpisah diperlukan untuk memproduksi mesin cadangan.
- (e) Catatan untuk setiap mesin dikecualikan berdasarkan paragraf (c) harus menunjukkan bahwa mesin diproduksi sebagai mesin cadangan yang dikecualikan.
- (f) Mesin diproduksi di bawah pengecualian ini harus diberi label *-SPARE-EXCEPTED-* sesuai dengan PKPS 45 Butir 45.13.

Dalam kurun waktu 18 Juli 2012 sampai dengan 31 Agustus 2013, produsen dapat memproduksi hingga enam mesin *Tier 4* yang memenuhi standar NOX paragraf (d) (1) (vi) bagian ini bukan Sec. 34.23 (a) (2). Tidak ada persetujuan yang terpisah diperlukan untuk memproduksi mesin ini. Mesin diproduksi di bawah pengecualian ini harus diberi label *-COMPLY-* sesuai dengan CASR Part 45 Sec 45.13.

SUB BAGIAN B

EMISI BAHAN BAKAR MESIN TERBUANG (MESIN PESAWAT TURBIN GAS BARU (NEW) DAN *IN-USE AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE*)

34.10 Pemberlakuan

- (a) Ketentuan dalam sub-bagian ini berlaku untuk semua mesin pesawat turbin gas baru dari *class* T3, T8, TSS, dan TF yang setara atau lebih besar dari 36 kilonewtons (8090 pounds) *rated output*, diproduksi pada atau setelah tanggal 1 Januari 1974, untuk seluruh *In-use aircraft gas turbine engine class* T3, T8, TSS, dan TF setara atau lebih besar dari 36 kilonewtons (8090 pounds) *rated output* yang diproduksi setelah tanggal 1 Februari 1974.
- (b) Ketentuan dalam sub-bagian ini juga berlaku untuk seluruh mesin turbin gas pesawat udara baru dari *class* TF kurang dari 36 kilonewtons (8090 pounds) *rated output* dan *class* TP diproduksi pada atau setelah 1 Januari, 1975, dan untuk seluruh *In-use aircraft gas turbine engine class* TF kurang dari 36 kilonewtons (8090 pounds) *rated output* dan *class* TP yang diproduksi setelah 1 Januari 1975.
- (c) Untuk seluruh *in operated aircraft gas turbine engine* dari kelas yang tercantum dalam paragraf (a) dan (b) pada bagian ini harus memenuhi ketentuan sub-bagian ini selambat-lambatnya tanggal 31 Desember 1995.

34.11 Standar Untuk Emisi Bahan Bakar Terbuang

- (a) Tidak ada emisi bahan bakar terbuang (*Fuel Venting Emission*) yang dilepaskan ke atmosfer dari setiap mesin turbin gas pesawat udara baru atau *In-use aircraft gas turbine engine* yang dimaksud pada sub-bagian ini. Paragraf ini ditujukan pada penghapusan pembuangan yang disengaja ke atmosfer dari bahan bakar yang terkuras melalui *fuel nozzle manifold* setelah mesin dimatikan dan tidak berlaku untuk kebocoran bahan bakar yang normal dari segel poros (*shaft seal*), sendi (*joint*), dan sambungan (*fitting*).
- (b) Kesesuaian dengan standar yang ditetapkan dalam paragraf (a) dari bagian ini akan ditentukan melalui metode pemeriksaan yang dirancang untuk mengurangi emisi ini.

(c) Seperti yang diterapkan pada *airframe* atau mesin, setiap Pabrikan atau operator dapat menunjukkan pemenuhan persyaratan bahan bakar terbang dan emisi pada bagian ini yang efektif sejak 1 Februari 1974 atau 1 Januari 1975, dengan tujuan pencegahan terhadap pembuangan bahan bakar dari *fuel nozzle manifold* setelah mesin dimatikan. Salah satu cara pemenuhan yang diterima adalah sebagai berikut:

- (1) Penerapan sistem yang disetujui Direktur Jenderal yang mensirkulasikan kembali bahan bakar kembali ke dalam sistem bahan bakar,
- (2) Menutup atau mengencangkan system tekanan dan katup pembuangan,
- (3) Menguras secara manual bahan bakar dari tangki penyimpan sementara ke dalam suatu wadah.

SUB BAGIAN C

EMISI GAS BUANG UNTUK MESIN TURBIN GAS BARU

34.20 Pemberlakuan

Ketentuan dalam sub-bagian ini berlaku untuk semua mesin turbin gas dari *class* yang ditentukan pada tanggal yang ditentukan sesuai Sec. 34.21

34.21 Standar Emisi Gas Buang

- (a) Asap Emisi Gas Buang setiap mesin turbin gas baru untuk *class* T8 yang diproduksi pada atau setelah tanggal 1 Februari 1974, tidak boleh melebihi *smoke number* (SN) 30.
- (b) Asap Emisi Gas Buang setiap mesin turbin gas baru untuk *class* TF dan *rated output* gaya dorong lebih dari 129 kilonewtons (29.000 lb), yang diproduksi pada atau setelah 1 Januari 1976, tidak boleh melebihi $SN = 83,6 (rO)^{-0,274}$ (*rO* dalam kilonewtons)
- (c) Asap Emisi Gas Buang setiap mesin turbin gas baru dari *class* T3 yang diproduksi pada atau setelah 1 Januari 1978, tidak boleh melebihi *smoke number* (SN) 25.
- (d) Emisi Gas Buang setiap mesin turbin gas baru tidak boleh melebihi:
 - (1) Untuk mesin *class* TF, T3, T8 yang lebih dari 26,7 kilonewtons (6000 lb) *rated output*:
 - (i) Mesin yang diproduksi pada atau setelah 1 Januari 1984:
Hidrokarbon: 19,6 gram/kilonewton *rO*.
 - (ii) Mesin yang diproduksi pada atau setelah 7 Juli 1997.
Karbon Monoksida: 118 gram/kilonewton *rO*.
 - (iii) Mesin dengan tipe atau model yang tanggal pembuatan model produksi pertama kali pada atau sebelum tanggal 31 Desember 1995, dan untuk yang tanggal produksi pada atau sebelum tanggal 31 Desember 1999 (*Tier 2*) :
Nitrogen oksida: $(40 + 2 (rPR))$ gram/kilonewtons *rO*.
 - (iv) Mesin dengan tipe atau model yang tanggal pembuatan model produksi pertama kali setelah tanggal 31 Desember 1995, dan untuk yang tanggal produksinya setelah tanggal 31 Desember 1999 (*Tier 2*) :
Nitrogen oksida: $(32 + 1,6 (rPR))$ gram/kilonewtons *rO*.

- (v) Standar emisi yang ditentukan dalam paragraf (d) (1) (iii) dan (iv) dari bagian ini berlaku sejak 7 Juli 1997.
- (vi) Standar emisi pada paragraf ini berlaku setelah tanggal 18 Desember 2005. Untuk mesin dengan tipe atau model yang diproduksi pertama kali setelah tanggal 31 Desember 2003 (*Tier 4*):
- (A) Yang memiliki *rated pressure ratio* 30 atau kurang dan *rated output* maksimum lebih besar dari 89 kN:
Oksida Nitrogen: $(19 + 1,6 (rPR))$ g/kN rO.
- (B) Yang memiliki *rated pressure ratio* 30 atau kurang dan *rated output* maksimum lebih besar dari 26,7 kN tetapi tidak lebih dari 89 kN:
Oksida Nitrogen: $(37,572 + 1,6 (rPR) - 0,2087 (rO))$ g/kN rO.
- (C) Yang memiliki *rated pressure ratio* lebih besar dari 30 tapi kurang dari 62,5, dan *rated output* maksimum lebih besar dari 89 kN:
Oksida Nitrogen: $(7 + 2 (rPR))$ g/kN rO.
- (D) Yang memiliki *rated pressure ratio* lebih besar dari 30 tapi kurang dari 62,5, dan *rated output* maksimum lebih besar dari 26,7 kN tetapi tidak lebih dari 89 kN:
Oksida Nitrogen: $(42,71 + 1,4286 (rPR) - 0,4013 (rO) + 0,00642 (rPR \times rO))$ g/kN rO.
- (E) Yang memiliki *rated pressure ratio* 62,5 atau lebih:
Oksida Nitrogen: $(32 + 1,6 (rPR))$ g/kN rO.

(2) Untuk Mesin *class* TSS yang diproduksi pada atau setelah 1 Januari 1984: Hidrokarbon = $140 (0,92)^{rPR}$ gram/kilonewtons rO.

- (e) Asap Emisi Gas Buang setiap mesin turbin gas dari kelas yang ditentukan di bawah ini tidak lebih:
- (1) *Class* TF dengan *rated output* kurang dari 26,7 kilonewtons (6000 lb) yang diproduksi pada atau setelah 9 Agustus 1985.
SN = $83,6 (rO)^{-0,274}$ (rO dalam kilonewtons) tidak melebihi maksimal SN = 50.
- (2) *Class* T3, T8, TSS, dan TF dengan *rated output* setara atau lebih besar dari 26,7 kilonewtons (6000 pounds) yang diproduksi pada atau setelah 1 Januari 1984

$SN = 83,6 (rO)^{-0,274}$ (rO dalam kilonewtons) tidak melebihi maksimal $SN = 50$.

(3) Untuk *class* TP dengan *rated output* setara atau lebih besar dari 1.000 kilowatt yang diproduksi pada atau setelah 1 Januari 1984:

$SN = 187 (rO)^{-0,168}$ (rO dalam kilowatt)

- (f) Standar yang ditetapkan dalam paragraf (a), (b), (c), (d), dan (e) pada *section* ini, mengacu pada sampel emisi gas paduan mewakili siklus operasi dan asap Emisi Gas Buang yang dikeluarkan selama mesin beroperasi, sebagaimana telah ditentukan dalam sub-bagian G, dan asap Emisi Gas Buang yang dikeluarkan selama mesin beroperasi seperti yang ditentukan dalam sub-bagian H, serta diukur dan dihitung sesuai dengan prosedur yang ditetapkan pada sub-bagian ini.
- (g) Apabila standar emisi gas ditentukan melalui rumus, penghitungan dan standar pembulatan tiga angka signifikan atau mendekati 0,1 g/kN (untuk standar 100 g/kN atau lebih). Standar asap ditentukan oleh rumus, penghitungan dan pembulatan mendekati 0,1 SN. Mesin memenuhi standar yang berlaku, jika hasil pengujian menunjukkan tingkat karakteristik dengan jenis mesin dalam suatu kelompok *type certificate* tidak melebihi nilai yang ditentukan dalam Sec. 34.60.

34.23 Persyaratan Emisi Gas Buang Untuk Mesin Yang Diproduksi Pada 18 Juli 2012 atau setelahnya.

Persyaratan pada bagian ini berlaku untuk mesin pesawat yang diproduksi pada 18 Juli 2012 atau setelahnya, kecuali dibebaskan atau dikecualikan. Apabila standar emisi gas ditentukan oleh rumus, penghitungan dan standar pembulatan menjadi tiga angka signifikan atau mendekati 0,1 g/kN (untuk persyaratan pada atau di atas 100 g/kN). Apabila standar asap ditentukan oleh rumus, penghitungan dan standar pembulatan mendekati 0,1 SN. Mesin memenuhi standar yang berlaku jika hasil pengujian menunjukkan bahwa tingkat karakteristik dengan jenis mesin dalam suatu kelompok *type certificate* tidak melebihi nilai yang ditentukan dalam Sec. 34.60.

(a) Emisi Gas Buang dari setiap mesin turbin gas baru tidak melebihi:

(1) Untuk *rated output Class* TF, T3 dan T8 kurang dari 26,7 kN (6.000 lb)

yang diproduksi pada dan setelah 18 Juli 2012:

SN = 83,6 (RO) -0,274 atau 50,0, mana yang lebih kecil

- (2) Kecuali sebagaimana diatur pada Sec. 34.9 (b) dan 34.21 (c), untuk mesin *Class* TF, T3 dan T8 yang diproduksi pada dan setelah 18 Juli 2012, dan untuk model yang diproduksi pertama kali pada atau sebelum 31 Desember 2013 (*Tier* 6):

Standar Emisi Oksida Nitrogen *Tier* 6 untuk Mesin subsonik

Class	Rated Pressure Ratio - rPR	Rated Output rO (kN)	NO_x (g/kN)
TF, T3, T8	rPR ≤ 30	26,7 <rO ≤ 89,0	38,5486 + 1,6823 (rPR) - 0,2453 (rO) - (0,00308 (rPR) (rO)).
		rO > 89,0	16,72 + 1,4080 (rPR).
	30 <rPR <82,6	26,7 <rO ≤ 89,0	46,1600 + 1,4286 (rPR) - 0,5303 (rO) + (0,00642 (rPR) (rO)).
		rO > 89,0	-1,04 + 2,0 (rPR).
	rPR ≥ 82,6	rO ≥ 26,7	32 + 1,6 (rPR).

- (3) Mesin yang dibebaskan dari paragraf (a)(2) pada bagian ini yang diproduksi pada atau sebelum 31 Desember 2016 harus diberi label “EXEMPT NEW” sesuai dengan PKPS bagian 45. Tidak ada pengecualian untuk persyaratan paragraf (a)(2) yang diberikan setelah tanggal 31 Desember 2016.

- (4) Untuk Mesin *Class* TSS yang diproduksi pada dan setelah tanggal 18 Juli 2012:

Standar Emisi gas untuk Mesin *Supersonic*

Class	Rated output rO¹ (kN)	NO_x (g/kN)	CO (g/kN)
TSS	Semua	36 + 2,42 (rPR)	4550 (rPR) ^{-1,03}

¹rO adalah *rated output* dengan *afterburning*.

- (b) Emisi Gas Buang dari setiap mesin turbin gas baru tidak melebihi :

- (1) Untuk mesin *Class* TF, T3 dan T8 dari tipe atau model yang diproduksi pertama kali setelah tanggal 31 Desember 2013 (*Tier* 8):

Standar Emisi Oksida Nitrogen *Tier* 8 untuk Mesin subsonik:

Class	Rated Pressure Ratio - rPR	Rated Output rO (kN)	NO_x (g/kN)
TF, T3, T8	rPR ≤ 30	26,7 < rO ≤ 89,0	40,052 + 1,5681 (RPR) - 0,3615 (rO) - (0,0018 (RPR) (rO)).
		rO > 89,0	7.88 + 1,4080 (rPR).
	30 < rPR < 104,7	26,7 < rO ≤ 89,0	41,9435 + 1,505 (rPR) - 0,5823 (rO) + (0,005562 (rPR) (rO)).
		rO > 89,0	-9,88 + 2,0 (rPR).
rPR ≥ 104,7	rO ≥ 26,7	32 + 1,6 (rPR).	

- (c) Mesin (termasuk mesin yang ditentukan sebagai mesin derivatif yang bertujuan untuk sertifikasi emisi) yang telah dilakukan *type certificate* dengan tingkat karakteristik pada atau di bawah standar NO_x Sec. 34.21 (d) (1) (vi) (sebagaimana berlaku berdasarkan *rated output* dan *rated pressure ratio*) dan diperkenalkan sebelum tanggal 18 Juli 2012, yang diproduksi sampai dengan tanggal 31 Desember 2012, tanpa memenuhi standar NO_x pada paragraf (a)(2).

SUB BAGIAN D

EMISI GAS BUANG UNTUK *IN-USE AIRCRAFT GAS TUBINE ENGINE*

34.30 Pemberlakuan

Ketentuan dalam sub-bagian ini berlaku untuk semua *in-use aircraft gas turbine engine* yang tersertifikasi untuk beroperasi di wilayah Republik Indonesia dari *class* tertentu, sejak tanggal yang ditentukan pada Sec. 34.31.

34.31 Standar Emisi Gas Buang

- (a) Asap Emisi Gas Buang dari setiap *in-use aircraft gas turbine engine* dari *Class* T8, mulai 1 Februari 1974, tidak boleh melebihi *Smoke Number* (SN) 30.
- (b) Asap Emisi Gas Buang dari setiap *in-use aircraft gas turbine engine* dari *Class* TF dan memiliki *rated output* gaya dorong 129 kilonewtons (29.000 lb) atau lebih besar, mulai 1 Januari 1976, tidak boleh melebihi.
 $SN = 83,6 (rO)^{-0,274}$ (rO dalam kilonewtons).
- (c) Standar yang ditetapkan dalam paragraf (a) dan (b) dari bagian ini mengacu pada asap Emisi Gas Buang yang dikeluarkan selama pengoperasian mesin seperti yang ditentukan dalam sub-bagian H, dan diukur dan dihitung sesuai dengan prosedur yang ditetapkan tercantum dalam sub-bagian ini.

SUB BAGIAN E

KETENTUAN SERTIFIKASI

34.48 Mesin Derivatif Untuk Keperluan Sertifikasi Emisi

(a) Umum. Sebuah mesin derivatif untuk keperluan sertifikasi emisi adalah konfigurasi mesin yang serupa dengan desain mesin yang tersertifikasi sebelumnya (*original*) untuk tujuan memenuhi dengan standar Emisi Gas Buang (asap dan gas). Pemegang *type certificate* dapat meminta Direktur Jenderal untuk menetapkan bahwa konfigurasi mesin dapat dianggap sebagai mesin derivatif untuk keperluan sertifikasi emisi. Sebagai pertimbangan mesin derivatif untuk keperluan emisi pada bagian ini, konfigurasinya harus sudah diderivasi dari mesin original yang telah disertifikasi berdasarkan PKPS bagian 33 dan salah satunya adalah sebagai berikut:

- (1) Direktur Jenderal menetapkan bahwa terdapat masalah keselamatan sehingga memerlukan modifikasi mesin.
- (2) Emisi dari mesin derivatif harus ditetapkan serupa. Secara umum hal ini berarti emisi harus memenuhi kriteria yang ditentukan dalam paragraf (b) dari bagian ini. Direktur Jenderal dapat mengubah kriteria paragraf (b) dalam kondisi tertentu, untuk kasus individual, konsisten dengan penilaian *engineering* yang baik.
- (3) Seluruh emisi yang diatur dalam mesin derivatif lebih rendah dari mesin *original*.

(b) Kemiripan Emisi.

(1) Pemegang sertifikat tipe harus menunjukkan bahwa emisi dari model mesin derivatif yang diusulkan memenuhi standar yang berlaku dan berbeda dengan tingkat emisi model *original* dalam rentang sebagai berikut:

- (i) $\pm 3,0$ g/kN untuk NOX
- (ii) $\pm 1,0$ g/kN untuk HC
- (iii) $\pm 5,0$ g/kN untuk CO
- (iv) $\pm 2,0$ SN untuk asap.

- (2) Jika tingkat karakteristik Model mesin *original* yang disertifikasi (atau setiap sub-model lain dalam kelompok emisi *type certificate* yang diuji untuk sertifikasi) sebelum modifikasi adalah pada atau di atas 95% dari standar yang berlaku untuk setiap polutan, pemohon harus mengukur emisi dari model mesin derivatif yang diusulkan untuk seluruh polutan sehingga menunjukkan bahwa hasil tingkat karakteristik dari mesin derivatif tidak melebihi standar emisi yang berlaku. Jika tingkat karakteristik model mesin *original* yang tersertifikasi (dan seluruh sub-model lain dalam kelompok emisi *type certificate* yang diuji untuk sertifikasi) di bawah 95% dari standar yang berlaku untuk setiap polutan, pemohon dapat menggunakan analisis rekayasa secara konsisten melalui penilaian *engineering* yang baik sehingga menunjukkan bahwa mesin derivatif tidak akan melebihi standar emisi yang berlaku. Analisis rekayasa harus mengidentifikasi seluruh modifikasi dari mesin *original*, termasuk yang disetujui untuk mesin derivatif sebelumnya.
- (c) Ijin produksi berkelanjutan. Mesin derivatif untuk keperluan sertifikasi emisi dapat terus diproduksi setelah tanggal penerapan standar emisi baru ketika mesin sesuai dengan spesifikasi dari bagian ini.
- (d) Mesin non-derivatif. Jika Direktur Jenderal menentukan bahwa model mesin tidak memenuhi persyaratan sebagai mesin derivatif untuk keperluan sertifikasi emisi, pemegang *type certificate* harus menunjukkan bahwa mesin sesuai dengan standar emisi yang berlaku untuk mesin tipe baru.

SUB BAGIAN F [Dicadangkan]

SUB BAGIAN G

PROSEDUR PENGUJIAN EMISI GAS BUANG (PESAWAT DAN MESIN TURBIN GAS PESAWAT UDARA)

34.60 Pendahuluan

- (a) menggunakan perlengkapan dan prosedur yang ditetapkan dalam ICAO Annex 16 Lampiran 3, Lampiran 5, dan Lampiran 6, sebagaimana berlaku, untuk menunjukkan apakah mesin memenuhi standar Emisi Gas Buang yang ditetapkan dalam PKPS 34 Sub-bagian C. Mengukur emisi dari semua polutan gas yang diatur. menggunakan perlengkapan dan prosedur yang ditetapkan dalam ICAO Annex 16 Lampiran 2 dan Lampiran 6 untuk menentukan apakah mesin memenuhi standar kadar asap seperti ditetapkan dalam PKPS 34 Sub-bagian C. pemenuhan ini meliputi menentukan nilai rata-rata dari jumlah mesin uji, kemudian perhitungan tingkat karakteristik dengan menerapkan faktor statistik yang memperhitungkan jumlah mesin yang diuji. Putaran setiap tingkat karakteristik menggunakan angka decimal yang sama dengan standar yang sesuai. Untuk mesin *turboprop* menggunakan prosedur yang ditetapkan untuk mesin *turbofan* konsisten dengan penilaian *engineering* yang baik.
- (b) Menggunakan bahan bakar uji yang memenuhi spesifikasi yang dijelaskan dalam ICAO Annex 16 Lampiran 4. Bahan bakar uji harus tidak mengandung aditif yang berguna untuk mengurangi asap, seperti senyawa *organometallic compound*.
- (c) Menyiapkan mesin uji yang termasuk aksesoris yang tersedia dengan mesin yang produksi jika mereka dapat mempengaruhi emisi. Mesin uji mungkin tidak menimbulkan *shaft power* atau *Bleed Service Air* untuk menyediakan tenaga untuk komponen yang terpasang pada *auxiliary gearbox* yang diperlukan untuk menggerakkan sistem pesawat.
- (d) Mesin uji harus mencapai suhu operasi normal sebelum dimulai pengukuran emisi.
- (e) Direktur Jenderal dapat menyetujui prosedur alternatif untuk mengukur emisi, termasuk metode pengujian dan pengambilan sampel, teknik analisis, dan spesifikasi peralatan yang berbeda dari yang ditentukan dalam bagian

ini. Pabrikan dan operator dapat mengajukan persetujuan untuk prosedur alternatif dengan permintaan tertulis yang mendukung penilaian ke Direktur Jenderal. Untuk dapat disetujui, harus dapat memenuhi salah satu kondisi sebagai berikut:

- (1) mesin tidak dapat diuji dengan menggunakan prosedur yang ditetapkan; atau
 - (2) Prosedur alternatif terbukti setara dengan, atau lebih akurat atau tepat daripada, prosedur yang ditentukan.
- (f) Pada siklus *Landing and take-off* (LTO), uji emisi dan perhitungan nilai-nilai *weighted* LTO menggunakan nilai :

LTO TEST CYCLES AND TIME IN MODE

Mode	Class					
	TP		TF, T3, T8		TSS	
	TIM (min)	% of rO	TIM (min)	% of rO	TIM (min)	% of rO
<i>Taxi/Idle</i>	26,0	7	26,0	7	26,0	5.8
<i>Takeoff</i>	0,5	100	0,7	100	1.2	100
<i>Climb Out</i>	2,5	90	2.2	85	2.0	65
<i>Descent</i>	NA	NA	NA	NA	1.2	15
<i>Approach</i>	4,5	30	4.0	30	2.3	34

- (g) Mesin yang sesuai dengan standar berlaku jika hasil pengujian menunjukkan bahwa tingkat karakteristik dari kelompok *type certificate* tidak melebihi tingkat standar itu, seperti yang dijelaskan dalam lampiran ICAO Annex 16.
- (h) Sistem dan prosedur pengambilan contoh dan pengukuran emisi gas harus seperti yang ditentukan oleh pada ICAO Annex 16, *Environmental Protection Aircraft Engine Emission*, Lampiran 2, 3, 4, 5 dan 6.

34.61 Spesifikasi Bahan Bakar Turbin

Untuk pengujian Emisi Gas Buang, bahan bakar harus memenuhi spesifikasi yang tercantum di bawah ini. Aditif yang digunakan untuk tujuan pengurangan asap (seperti senyawa organometallic) tidak boleh digunakan.

Spesifikasi Bahan Bakar yang digunakan
untuk Pengujian Emisi Mesin Turbin Pesawat Udara

Property	Allowable range of values
Density at 15 °C	780–820.
Distillation Temperature, °C 10% Boiling Point	155–201.
Final Boiling Point	235–285.
Net Heat of Combustion, MJ/Kg	42.86–43.50.
Aromatics, Volume %	15–23.
Naphthalenes, Volume %	1.0–3.5.
Smoke point, mm	20–28.
Hydrogen, Mass %	13.4–14.1.
Sulfur Mass %	Less than 0.3%.
Kinematic viscosity at –20 °C, mm ² /sec	2.5–6.5.

34.62 Prosedur Pengujian (Mesin Propulsi)

- (a) (1) Mesin harus diuji di setiap mode operasi mesin berikut ini yang mensimulasikan beroperasinya pesawat untuk menentukan tingkat massa emisi. Pengaturan daya yang sebenarnya, ketika dikoreksi dengan *Standard day condition*, harus sesuai dengan persentase berikut dari *rated output*. koreksi analitis untuk variasi dari *reference day conditions* dan variasi kecil dalam pengaturan daya yang sebenarnya harus ditentukan dan/atau disetujui oleh Direktur Jenderal:

Mode	Class		
	TP	TF, T3, T8	TSS
Taxi/idle	(*)	(*)	(*)
Takeoff	100	100	100
Climb out	90	85	65
Descent	NA	NA	15
Approach	30	30	34

* Lihat paragraf (a).

- (2) Mode operasi Taxi/idle harus dilaksanakan pada pengaturan daya 7 % rated thrust kecuali Direktur Jenderal menentukan bahwa karakteristik unik dari model mesin yang menjalani pengujian sertifikasi di 7 % akan menghasilkan emisi HC dan CO berbeda dari jika model mesin diuji pada Pabrikan, pengaturan *idle power* yang direkomendasikan, dalam hal tersebut Direktur Jenderal menentukan kondisi pengujian alternatif.
- (3) *Times In Mode* (TIM) harus seperti ketentuan di bawah ini:

Mode	Class		
	TP	TF, T3, T8	TSS
Taxi/idle	26.0 Min.	26.0 Min.	26.0 Min.
Takeoff	0.5	0.7	1.2
Climb out	2.5	2.2	2.0
Descent	N/A	N/A	1.2
Approach	4.5	4.0	2.3

- (b) Pengujian emisi dilakukan pada *warm up engine* yang telah mencapai suhu operasi yang stabil.

34.63 [Dicadangkan]

34.64 Prosedur *Sampling* Dan *Analytical* Tata Cara Pengukuran Emisi Gas Buang

Sistem dan prosedur untuk pengambilan sampel dan pengukuran emisi gas harus seperti yang ditentukan dalam ICAO Annex 16, *Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emission* Lampiran 3 dan 5.

34.65- 34.70 [Dicadangkan]

34.71 Pemenuhan Standar Emisi Gas

Pemenuhan terhadap setiap standar emisi gas oleh mesin pesawat harus ditentukan dengan membandingkan tingkat polutan dalam gram/kilonewton/thrust/cycle atau gram/kilowatt/cycle seperti perhitungan sesuai Sec. 34.64 dengan standar emisi yang berlaku pada bagian ini. Alternatif pengujian setiap mesin yang dapat diterima dijelaskan dalam ICAO Annex 16, *Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emission* Lampiran 6.

SUB BAGIAN H

PROSEDUR PENGUJIAN UNTUK EMISI ASAP MESIN (MESIN TURBIN GAS PESAWAT UDARA)

34.80 Pendahuluan

Kecuali dijelaskan dalam Sec. 34.5, prosedur yang dijelaskan dalam sub-bagian ini merupakan program pengujian yang digunakan untuk menentukan kesesuaian dari mesin turbin gas baru dan *in-use gas turbine engine* dengan standar yang berlaku yang ditetapkan dalam lampiran. Pengujian ini pada dasarnya sama seperti yang dijelaskan di Sec. 34.60 sampai 34.62, kecuali bahwa tes ini dirancang untuk menentukan tingkat emisi asap pada berbagai titik operasi yang mewakili penggunaan mesin di pesawat udara. sistem pengukuran asap lainnya dapat digunakan jika terbukti menghasilkan hasil yang setara dan jika disetujui terlebih dahulu oleh Direktur Jenderal.

34.81 Spesifikasi Bahan Bakar

Bahan bakar yang digunakan dalam pengujian emisi asap harus memiliki spesifikasi sebagaimana yang diatur dalam Sec. 34.61.

34.82 Sampling dan Analytical Tata Cara Mengukur Emisi Asap Knalpot

Sistem dan prosedur untuk pengambilan sampel dan pengukuran emisi asap harus seperti yang ditentukan dalam ICAO Annex 16, *Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emissions* Lampiran 2.

34.83– 34.88 [Dicadangkan]

34.89 Pemenuhan Standar Emisi Asap

Pemenuhan terhadap setiap standar emisi asap harus ditentukan dengan membandingkan plot *smoke number* sebagai fungsi dari pengaturan daya dengan standar emisi yang berlaku menurut bagian ini. *smoke number* di setiap pengaturan daya harus sedemikian rupa sehingga ada tingkat kepercayaan yang tinggi bahwa mesin model yang diuji tidak akan melampaui standar yang ditetapkan. Pengujian alternatif yang dapat diterima untuk menguji setiap mesin dijelaskan dalam ICAO Annex 16, *Environmental Protection, Volume II, Aircraft*

Engine Emissions, Lampiran 6. Metode lain untuk menunjukkan pemenuhan dapat disetujui oleh Direktur Jenderal.

SUB BAGIAN I

STANDAR SERTIFIKASI UNTUK EMISI CO₂ PESAWAT TERBANG BERDASARKAN KONSUMSI BAHAN BAKAR (PESAWAT TERBANG JET SUBSONIK LEBIH DARI 5 700 KG DAN PESAWAT TERBANG DENGAN PROPELLER LEBIH DARI 8 618 KG)

34.90 Umum

- (a) Ketentuan paragraf (b) sampai (k) berlaku untuk semua pesawat terbang termasuk dalam klasifikasi yang ditetapkan untuk tujuan sertifikasi emisi CO₂ di Sec. 34.91 dari sub-bagian ini dimana pesawat terbang berkaitan navigasi udara internasional.
- (b) Sertifikasi emisi CO₂ dari pesawat terbang diberikan atau disahkan oleh Direktur Jenderal atas dasar bukti yang memuaskan bahwa pesawat terbang memenuhi persyaratan yang setidaknya setara dengan Persyaratan berlaku yang ditentukan dalam sub-bagian ini.
- (c) Direktur Jenderal mengakui sertifikasi emisi CO₂ yang diberikan oleh Otoritas Penerbangan Sipil asalkan persyaratan dimana sertifikasi tersebut diberikan setidaknya setara dengan persyaratan berlaku yang ditentukan dalam sub-bagian ini.
- (d) Amandemen sub-bagian ini digunakan oleh Direktur Jenderal untuk menentukan pemberlakuan pada tanggal pengajuan ke Direktur Jenderal untuk, hal *Type Certificate* baru, persetujuan dari perubahan desain tipe versi turunan, atau prosedur aplikasi setara lainnya yang ditetapkan oleh Direktur Jenderal.
- (e) Kecuali ditentukan lain dalam sub-bagian ini, tanggal yang akan digunakan oleh Direktur Jenderal dalam menentukan penerapan persyaratan yang berlaku dalam sub-bagian ini adalah tanggal permohonan *type certificate* yang diserahkan kepada *State of design*, atau tanggal pengajuan aplikasi setara lainnya yang ditetapkan oleh *State of design*.
- (f) Sebuah aplikasi berlaku efektif untuk jangka waktu yang ditentukan dalam peraturan kelaikudaraan sesuai dengan jenis pesawat terbang, kecuali dalam hal khusus dimana Direktur Jenderal memberikan perpanjangan. Ketika

masa berlaku diperpanjang, tanggal yang akan digunakan dalam menentukan Pemberlakuan persyaratan berlaku dalam sub-bagian ini akan menjadi tanggal penerbitan *type certificate* atau persetujuan dari perubahan desain tipe, atau tanggal penerbitan persetujuan prosedur ekuivalen lainnya yang ditetapkan oleh Direktur Jenderal, kurang dari periode masa berlaku.

- (g) Untuk versi turunan berasal dari pesawat terbang non-CO₂-certified dan versi turunan yang berasal dari pesawat terbang CO₂-certified, ketentuan yang berlaku mengenai persyaratan dalam sub-bagian ini mengacu pada tanggal dimana "permohonan sertifikasi untuk perubahan desain tipe dibuat. Tanggal yang digunakan oleh Direktur Jenderal dalam menentukan Pemberlakuan persyaratan dalam sub-bagian ini adalah tanggal dimana permohonan untuk perubahan desain tipe diajukan ke Direktur Jenderal yang merupakan perubahan desain tipe pertama.
- (h) Ketentuan yang mengatur Pemberlakuan persyaratan dalam sub-bagian ini mengacu pada tanggal dimana sertifikat kelaikudaraan pertama kali diterbitkan untuk pesawat terbang secara individu, tanggal yang akan digunakan oleh Direktur Jenderal dalam menentukan Pemberlakuan persyaratan dalam sub-bagian ini adalah tanggal dimana sertifikat kelaikudaraan pertama kali diterbitkan oleh Direktur Jenderal.
- (i) Direktur Jenderal mengumumkan nilai metrik evaluasi emisi CO₂ tersertifikasi yang diberikan atau disahkan oleh Direktur Jenderal.
- (j) Penggunaan prosedur ekuivalen sebagai pengganti prosedur yang ditetapkan dalam Lampiran dari sub-bagian ini harus disetujui oleh Direktur Jenderal.
- (k) Direktur Jenderal mengakui pengecualian (*exemption*) yang diberikan oleh otoritas penerbangan sipil negara lain yang bertanggung jawab untuk produksi pesawat terbang selama proses yang digunakan dapat diterima.

34.91 Pemberlakuan

Sub-bagian ini diberlakukan sebagai berikut:

Catatan - Lihat Sec. 34.90 (d), (e), (f), (g), (h), dan (k).

- (a) Persyaratan dalam sub-bagian ini, dengan pengecualian (*exception*) pesawat terbang amfibi, pesawat terbang yang dirancang atau dimodifikasi dan digunakan untuk kebutuhan operasional khusus, pesawat yang dirancang dengan RGF nol, dan pesawat terbang khusus dirancang atau dimodifikasi dan digunakan untuk tujuan pemadam kebakaran, berlaku untuk :

- (1) Pesawat terbang jet subsonik, termasuk versi turunan, dengan *maximum takeoff mass* lebih besar dari 5700 kg dimana permohonan *type certificate* diserahkan pada atau setelah 1 Januari 2020, kecuali untuk pesawat terbang yang dengan *maximum takeoff mass* kurang dari atau sama dengan 60000 kg dengan kapasitas maksimum tempat duduk penumpang maksimum 19 kursi atau kurang;
 - (2) Pesawat terbang jet subsonik, termasuk versi turunan, dengan *maximum takeoff mass* lebih besar dari 5700 kg dan *maximum takeoff mass* kurang dari atau sama dengan 60000 kg dengan kapasitas maksimum tempat duduk penumpang maksimum 19 kursi atau kurang, yang permohonan sertifikat tipe itu disampaikan pada atau setelah 1 Januari 2023;
 - (3) Semua pesawat terbang dengan *propeller*, termasuk versi turunan, dengan *maximum takeoff mass* lebih besar dari 8618 kg, yang permohonan *type certificate* diserahkan pada atau setelah 1 Januari 2020;
 - (4) Versi turunan dari pesawat terbang jet subsonik *non-CO₂-certified* dengan *maximum certificated takeoff mass* lebih besar dari 5 700 kg yang permohonan sertifikasi dari perubahan desain tipe diserahkan pada atau setelah 1 Januari 2023;
 - (5) Versi berasal dari pesawat dengan *propeller non-CO₂-certified* dengan *maximum certificated takeoff mass* lebih besar dari 8 618 kg yang permohonan sertifikasi dari perubahan desain tipe diserahkan pada atau setelah 1 Januari 2023;
 - (6) Masing masing pesawat terbang jet subsonik *non-CO₂-certified* dengan *maximum certificated takeoff mass* lebih besar dari 5700 kg sertifikat kelaikudaraan pertama kali diterbitkan pada atau setelah 1 Januari 2028; dan
 - (7) Masing masing Pesawat terbang *propeller non-CO₂-certified* dengan *maximum certificated takeoff mass* lebih besar dari 8 618 kg untuk sertifikat kelaikudaraan pertama kali diterbitkan pada atau setelah tanggal 1 Januari tahun 2028.
- (b) Sekalipun terdapat pada paragraf (a), Direktorat Jenderal Perhubungan Udara dapat mengakui bahwa pesawat terbang yang terdaftar tidak perlu menunjukkan pemenuhan terhadap ketentuan persyaratan dalam sub-bagian ini untuk *timelimited engine change*. Perubahan dalam desain tipe harus

menjelaskan bahwa pesawat terbang tidak dioperasikan untuk jangka waktu lebih dari 90 hari kecuali pemenuhan ketentuan dari sub-bagian ini, ditampilkan untuk perubahan *type design* tersebut. Ketentuan ini berlaku hanya untuk perubahan yang disebabkan dari tindakan pemeliharaan yang diperlukan.

- (c) Pemberian pengecualian (*exemption*) bagi pesawat terbang terhadap persyaratan keberlakuan yang dimaksud pada paragraf (a) harus dicatat pada *statement of conformity* pesawat terbang yang diterbitkan oleh Direktur Jenderal. Direktur Jenderal harus memperhitungkan jumlah pesawat yang kecualikan (*exempted*) yang akan diproduksi dan dampaknya terhadap lingkungan. Pengecualian (*exemption*) wajib dilaporkan sesuai nomor seri pesawat dan dapat diakses melalui portal resmi.

34.92 Metrik Evaluasi Emisi CO₂

Metrik harus ditetapkan dalam hal rata-rata nilai 1/SAR untuk tiga massa referensi didefinisikan dalam 34.93 dan RGF didefinisikan dalam Lampiran B dari sub-bagian ini. Nilai metrik harus dihitung sesuai dengan rumus berikut.

$$\text{Evaluasi emisi CO}_2 \text{ metrik value} = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{avg}}}{(\text{RGF})^{0.24}}$$

Catatan 1. - Nilai metrik yang diukur dalam satuan kg/km.

Catatan 2. -The emisi CO₂ evaluasi metrik adalah metrik SAR berdasarkan disesuaikan untuk memperhitungkan ukuran account pesawat.

34.93 Referensi Massa Pesawat

- (a) Nilai 1/SAR ditetapkan pada masing-masing dari tiga referensi massa pesawat dibawah ini, saat diuji sesuai dengan persyaratan sebagai berikut:

(1) *High gross mass*: 92% MTOM

(2) *Mid gross mass*: rata-rata perhitungan sederhana dari *high gross mass* dan *low gross mass*

(3) *Low gross mass*: $(0,45 \times \text{MTOM}) + (0,63 \times (\text{MTOM}^{0.924}))$

Catatan.- MTOM dalam kilogram.

- (b) Sertifikasi emisi CO₂ untuk MTOM juga merepresentasikan sertifikasi emisi CO₂ untuk *takeoff mass* kurang dari MTOM. Namun, sebagai tambahan sertifikasi wajib dari nilai CO₂ metrik untuk MTOM, pemohon dapat, dengan keinginan sendiri, mengajukan permohonan persetujuan nilai metrik CO₂ untuk *takeoff mass* kurang dari MTOM.

34.94 Nilai Maksimal Yang Diiijinkan Untuk Metrik Evaluasi Emisi CO₂

(a) Nilai metrik evaluasi emisi CO₂ ditentukan sesuai dengan metode evaluasi pada Lampiran A.

(b) Nilai metrik evaluasi emisi CO₂ tidak melebihi nilai yang ditetapkan dalam paragraf berikut:

(1) Untuk pesawat terbang yang ditentukan dalam 34.91 (a) (1), (2) dan (3) dengan *maximum take-off masses* kurang dari atau sama dengan 60 000 kg:

$$\text{Nilai maksimum yang diijinkan} = 10^{(-2.73780 + (0.681310 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0277861 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

(2) Untuk pesawat terbang yang ditentukan dalam 34.91 (a) (1) dan (3) dengan *maximum take-off masses* lebih besar dari 60 000 kg, dan kurang dari atau sama dengan 70 395 kg:

$$\text{Nilai maksimum yang diijinkan} = 0,764$$

(3) Untuk pesawat terbang yang ditentukan dalam 34.91 (a) (1) dan (3) dengan *maximum take-off masses* lebih besar dari 70 395 kg:

$$\text{Nilai maksimum yang diijinkan} = 10^{(-1.412742 + (-0.020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0.0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

(4) Untuk pesawat terbang yang ditentukan dalam 34.91 (a) (4), (5), (6) dan (7) dengan *maximum take-off masses* tersertifikasi kurang dari atau sama dengan 60 000 kg:

$$\text{Nilai maksimum yang diijinkan} = 10^{(-2.57535 + (0.609766 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0191302 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

(5) Untuk pesawat terbang yang ditentukan dalam 34.91 (a) (4), (5), (6) dan (7) dengan *maximum take-off masses* tersertifikasi lebih besar dari 60 000 kg, dan kurang dari atau sama dengan 70 107 kg:

$$\text{Nilai maksimum yang diijinkan} = 0,797$$

(6) Untuk pesawat terbang yang ditentukan dalam 34.91 (a) (4), (5), (6) dan (7) dengan *maximum take-off masses* lebih besar dari 70 107 kg:

$$\text{Nilai maksimum yang diijinkan} = 10^{(-1.39353 + (-0.020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0.0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

34.95 Kondisi Acuan Untuk Menentukan *Specific Air Range* Pesawat Terbang

- (a) Kondisi acuan terdiri dari kondisi berikut yang memenuhi *normal operating envelope* pesawat terbang yang disetujui:
- (1) *Gross masses* pesawat terbang yang didefinisikan dalam Sec. 34.93;
 - (2) Kombinasi ketinggian dan kecepatan udara yang dipilih oleh pemohon untuk setiap *specified reference airplane gross masses*;
Catatan.- Kondisi ini pada umumnya merupakan kombinasi ketinggian dan kecepatan udara yang menghasilkan nilai tertinggi SAR, yang biasanya terjadi pada *maximum range cruise Mach number* pada ketinggian optimal. Pemilihan kondisi selain kondisi optimum akan merugikan pemohon karena nilai SAR akan terpengaruh.
 - (3) Stabil (tidak dipercepat), lurus, dan *level flight*;
 - (4) Pesawat udara pada longitudinal trim dan lateral trim;
 - (5) Standar *day atmosphere* ICAO;
 - (6) Percepatan gravitasi untuk kondisi pesawat udara bergerak ke arah *true North* pada *still air* dengan acuan ketinggian dan garis lintang geodetik 45,5 derajat, berdasarkan g_0 ;
 - (7) Nilai *fuel lower heating* setara dengan 43,217 MJ/kg (18 580 BTU/lb);
 - (8) Acuan posisi titik berat (CG) pesawat dipilih oleh pemohon sebagai representasi titik mid-CG yang relevan dengan *design cruise performance* pada setiap tiga referensi massa pesawat;
Catatan.- Untuk pesawat terbang yang dilengkapi dengan sistem kontrol CG longitudinal, acuan posisi CG dipilih agar dapat mempergunakan fitur tersebut.
 - (9) Kondisi pembebanan struktur sayap pada operasi yang representatif dipilih *pemohon* sesuai dengan kemampuan *payload* pesawat terbang dan standar Pabrikan untuk *fuel management practices*;
 - (10) Pemohon memilih *electrical and mechanical power extraction and bleed flow* yang berkaitan dengan *design cruise performance* dan sesuai dengan prosedur yang direkomendasikan oleh Pabrikan;
Catatan.- *Power extraction* dan *bleed flow* yang dikarenakan penggunaan peralatan opsional seperti sistem hiburan penumpang tidak perlu disertakan.
 - (11) *Engine handling/ stability bleeds* beroperasi sesuai dengan desain nominal dari *performance model* mesin untuk kondisi tertentu; dan

(12)Tingkat kerusakan mesin dipilih oleh pemohon untuk merepresentasikan tingkat kerusakan awal (minimal 15 lepas landas atau 50 *engine flight hours*).

- (b) Jika kondisi pengujian tidak sama dengan kondisi acuan, maka koreksi untuk perbedaan antara kondisi pengujian dan acuan diterapkan seperti dijelaskan dalam Lampiran A.

34.96 Prosedur Pengujian

- (a) Nilai SAR yang mendasari nilai metrik evaluasi emisi CO₂ ditetapkan baik secara langsung dari uji terbang atau dari *performance model* yang divalidasi oleh uji terbang.
- (b) Uji pesawat udara merepresentasikan konfigurasi untuk sertifikasi yang diajukan.
- (c) Prosedur pengujian dan analisis harus dilakukan dengan cara yang disetujui untuk menghasilkan nilai metrik evaluasi emisi CO₂, seperti yang dijelaskan dalam Lampiran A. Prosedur ini mencakup seluruh proses uji terbang dan analisis data, dari tindakan *pre-flight* sampai analisis data *post-flight*.

Catatan.- Bahan bakar yang digunakan untuk setiap uji terbang harus memenuhi spesifikasi yang ditetapkan baik dalam ASTM D1655-152, DEF STAN 91-91 Issue 7, Amandemen 33 atau setara.

LAMPIRAN A

PENENTUAN NILAI METRIK EVALUASI EMISI CO₂ PESAWAT TERBANG

1. -- PESAWAT JET SUBSONIK LEBIH DARI 5700 kg
2. -- PESAWAT PROPELLER LEBIH DARI 8618 kg

1. PENDAHULUAN

Proses untuk menentukan nilai metrik evaluasi emisi CO₂ meliputi:

- (a) Penentuan acuan faktor geometrik (lihat Lampiran B);
- (b) Penentuan sertifikasi kondisi pengujian dan pengukuran dan prosedur untuk penentuan SAR (lihat butir 3), baik dengan uji terbang langsung atau dengan menggunakan *performance model* yang divalidasi, termasuk:
 - 1) pengukuran parameter yang diperlukan untuk menentukan SAR (lihat butir 4);
 - 2) koreksi data yang diukur terhadap kondisi acuan untuk SAR (lihat butir 5); dan
 - 3) validasi data untuk perhitungan nilai metrik evaluasi emisi CO₂ yang tersertifikasi (lihat Bagian 6);
- (c) Perhitungan nilai metrik evaluasi emisi CO₂ (lihat butir 7); dan
- (d) Pelaporan data ke Direktur Jenderal (lihat butir 8).

Catatan.- Instruksi dan prosedur memastikan keseragaman uji kepatuhan, dan mengizinkan perbandingan antar berbagai jenis pesawat terbang.

2. METODE UNTUK MENENTUKAN *SPECIFIC AIR RANGE*

- (a) *Specific air range* ditentukan baik dengan pengukuran titik uji SAR secara langsung melalui uji terbang, termasuk koreksi data uji berdasarkan kondisi acuan, atau dengan menggunakan *performance model* yang disetujui oleh Direktur Jenderal. *Performance model*, jika digunakan, harus divalidasi oleh data SAR aktual dari uji terbang.
- (b) Dalam kedua kasus, data uji terbang SAR diperoleh sesuai dengan prosedur yang ditetapkan dalam persyaratan ini dan disetujui oleh Direktur Jenderal.
Rekomendasi.-Validasi *performance model* hanya perlu ditampilkan untuk titik uji dan kondisi yang relevan untuk menunjukkan kesesuaian dengan

standar. Metode pengujian dan analisis, termasuk algoritma yang digunakan, harus dijelaskan secara detail

3. UJI SERTIFIKASI DAN KONDISI PENGUKURAN *SPECIFIC AIR RANGE*

(a) Umum

Bagian ini mengatur kondisi pengujian sertifikasi SAR yang dilakukan dan prosedur pengukuran yang digunakan.

Catatan.- Banyak pemohon untuk sertifikasi nilai metrik emisi CO₂ hanya melibatkan perubahan yang minor pada desain tipe pesawat. Perubahan nilai metrik emisi CO₂ dihasilkan sering kali dapat diperoleh dengan menggunakan prosedur ekuivalen tanpa perlu melakukan tes lengkap.

(b) Prosedur uji terbang

(1) *Pre-flight*

Prosedur *pre-flight* harus disetujui oleh Direktur Jenderal dan harus mencakup unsur berikut:

- (i) Kesesuaian pesawat terbang. Pesawat terbang yang diuji dipastikan sesuai dengan konfigurasi tipe tipe untuk sertifikasi yang diperlukan.
- (ii) Penimbangan pesawat terbang. Pesawat terbang yang diuji perlu ditimbang. Setiap perubahan massa setelah penimbangan dan sebelum uji terbang harus diperhatikan.
- (iii) Nilai *fuel lower heating*. Sampel bahan bakar harus diambil pada setiap uji terbang untuk menentukan nilai *fuel lower heating*. Hasil uji sampel bahan bakar digunakan untuk koreksi data yang diukur terhadap kondisi acuan. Penentuan nilai *lower heating* dan koreksi terhadap kondisi acuan sesuai dengan persetujuan dari Direktur Jenderal.
 - 1) Rekomendasi.- Nilai *fuel lower heating* harus ditentukan sesuai dengan metode sekurang-kurangnya sesuai dengan spesifikasi ASTM D4809-134.
 - 2) Rekomendasi.- Sampel bahan bakar harus merepresentasikan bahan bakar yang digunakan pada setiap uji terbang dan tidak diperbolehkan ada kesalahan atau perbedaan variasi mengingat bahan bakar dapat diperoleh dari berbagai sumber, pemilihan tangki bahan bakar atau *fuel layering* dalam tangki.
- (iv) *Specific gravity* dan viskositas bahan bakar. Sampel bahan bakar harus diambil pada setiap uji terbang untuk menentukan *Specific*

gravity dan viskositas bahan bakar saat *volumetric fuel-flow meter* digunakan.

Catatan.- Bila menggunakan *volumetric fuel-flow meter*, viskositas bahan bakar digunakan untuk menentukan *volumetric fuel flow* dari parameter yang diukur dengan menggunakan *volumetric fuel-flow meter*. *Specific gravity* bahan bakar (atau *density*) digunakan untuk mengkonversi *volumetric fuel flow* ke *mass fuel flow*.

- 1) Rekomendasi. - *Specific gravity* bahan bakar harus ditentukan sesuai dengan metode sekurang-kurangnya sesuai dengan spesifikasi ASTM D4052-115.
- 2) Rekomendasi.- Viskositas kinematik bahan bakar ditentukan sesuai dengan metode sekurang-kurangnya sesuai dengan spesifikasi ASTM D445-156

(2) Metode uji terbang

- (i) Uji terbang dilakukan sesuai dengan metode uji terbang berikut dan kondisi stabilitas yang disebutkan pada pada paragraf (3).
- (ii) Titik uji diberi jarak dengan durasi minimal dua menit, atau dengan tercapainya salah satu atau lebih dari batas kriteria stabilitas pada paragraf (3).
- (iii) Rekomendasi.- Selama kondisi uji terbang berlangsung untuk menentukan SAR, kriteria berikut berlaku untuk:
 - a) pesawat yang diterbangkan pada *constant pressure altitude* dan *constant heading along isobars* selama dapat dipraktekan;
 - b) pengaturan gaya dorong/tenaga mesin stabil untuk kondisi *un-accelerated level flight*;
 - c) pesawat diterbangkan mendekati kondisi acuan yang dapat dipraktekan untuk meminimalisi koreksi;
 - d) tidak ada perubahan pada kondisi *trim* atau pengaturan gaya dorong/tenaga mesin, stabilitas mesin dan *handling bleeds*, dan *electrical & mechanical power extraction* (termasuk *bleed flow*). Setiap perubahan dalam penggunaan sistem pesawat terbang yang berpotensi mempengaruhi pengukuran SAR harus dihindari; dan
 - e) pergerakan personel *on-board* perlu diminimalisi.

(3) Stabilitas kondisi pengujian

- (i) Supaya pengukuran SAR valid, parameter berikut harus dijaga dalam toleransi yang diberikan untuk durasi minimal 1 menit selama data SAR diambil:
 - a) *Mach number* dalam toleransi $\pm 0,005$;
 - b) *ambient temperature* dalam toleransi $\pm 1^\circ \text{C}$;
 - c) *heading within* dalam toleransi ± 3 derajat;
 - d) *track within* dalam toleransi ± 3 derajat;
 - e) *drift angle* dalam toleransi kurang dari 3 derajat;
 - f) *ground speed* dalam toleransi $\pm 3,7$ km/jam (± 2 kt);
 - g) perbedaan *ground speed* pada kondisi awal pengujian sampai dengan *ground speed* pada kondisi akhir pengujian dalam toleransi $\pm 2,8$ km/jam/menit ($\pm 1,5$ kt/min); dan
 - h) *pressure altitude* dalam toleransi ± 23 m (± 75 ft).
- (ii) Alternatif dari kriteria kondisi pengujian stabil yang tercantum di atas dapat digunakan selama stabilitas dapat ditunjukkan kepada Direktur Jenderal.
- (iii) Titik uji yang tidak memenuhi kriteria uji stabil yang didefinisikan dalam paragraf (i) perlu dihilangkan. Namun, titik uji yang tidak memenuhi kriteria stabilitas dalam paragraf (i) dapat diterima dengan persetujuan dari Direktur Jenderal, dan akan dianggap sebagai prosedur ekuivalen.

(4) Verifikasi massa pesawat terbang pada kondisi pengujian

- (i) Prosedur untuk menentukan massa dari pesawat terbang pada setiap kondisi pengujian harus disetujui oleh Direktur Jenderal.
- (ii) Rekomendasi.- Massa pesawat terbang selama uji terbang ditentukan dengan mengeluarkan bahan bakar yang digunakan (contohnya *integrated fuel flow*) dari massa pesawat terbang di awal uji terbang. Keakuratan penentuan bahan bakar yang digunakan harus diverifikasi dengan penimbangan pesawat uji pada skala yang terkalibrasi baik sebelum dan setelah uji terbang SAR, atau sebelum dan setelah uji terbang lain dengan *cruise segment* dalam rentang waktu penerbangan satu minggu atau 50 penerbangan jam (sesuai dengan pilihan pemohon) untuk uji terbang SAR dan dengan *fuel flow meters* yang sama dan tidak ada perubahan.

4. PENGUKURAN *SPECIFIC AIR RANGE* PESAWAT TERBANG

(a) Sistem pengukuran

- (1) Parameter berikut harus direkam pada *sampling rate* minimum 1 Hz:
 - (i) *airspeed*;
 - (ii) *ground speed*;
 - (iii) *true airspeed*;
 - (iv) *fuel flow*;
 - (v) parameter pengaturan tenaga mesin (contohnya *fan speed, engine pressure ratio, torque, shaft horse power*);
 - (vi) *pressure altitude*;
 - (vii) temperatur;
 - (viii) *heading*;
 - (ix) *track*; dan
 - (x) bahan bakar terpakai (untuk penentuan *gross mass* dan posisi CG).
- (2) Parameter berikut harus direkam pada *sampling rate* yang sesuai:
 - (i) *latitude*;
 - (ii) *engine bleed positions* dan *power off-takes*; dan
 - (iii) *power extraction (electrical and mechanical load)*.
- (3) Nilai setiap parameter digunakan untuk penentuan SAR, kecuali *ground speed*, menggunakan rata-rata perhitungan sederhana dari nilai yang terukur untuk parameter yang diperoleh dari kondisi pengujian yang stabil (lihat 3(3)(i)).

Catatan.- Tingkat perubahan kecepatan *ground speed* selama kondisi pengujian akan digunakan untuk mengevaluasi dan mengoreksi setiap percepatan atau perlambatan yang mungkin terjadi selama kondisi pengujian.
- (4) Resolusi setiap perangkat pengukuran harus cukup untuk menentukan bahwa stabilitas parameter yang didefinisikan dalam 3(3)(i) dapat dipertahankan.
- (5) Sistem pengukuran SAR secara keseluruhan merupakan kombinasi instrumen dan perangkat, termasuk prosedur terkait, yang digunakan untuk memperoleh parameter berikut yang diperlukan untuk penentuan SAR:
 - (i) *fuel flow*;
 - (ii) *Mach number*,

- (iii) *altitude*;
 - (iv) *massa pesawat terbang*;
 - (v) *ground speed*;
 - (vi) *outside air temperature*;
 - (vii) *fuel lower heating value*; dan
 - (viii) *centre of gravity*
- (6) Keakuratan setiap elemen yang membentuk keseluruhan sistem pengukuran SAR ditentukan dari segi pengaruhnya terhadap SAR. Kesalahan kumulatif yang berhubungan dengan keseluruhan sistem pengukuran SAR ditentukan sebagai akar dari jumlah kuadrat (RSS) dari akurasi masing-masing elemen.
- Catatan.- Akurasi parameter hanya perlu diperiksa dalam kisaran parameter yang dibutuhkan untuk menunjukkan kesesuaian dengan standar emisi CO₂.
- (7) Jika nilai absolut dari kesalahan kumulatif keseluruhan sistem pengukuran SAR melebihi 1,5%, penalti setara dengan jumlah nilai akar dari jumlah kuadrat (RSS) yang melebihi 1,5 % diterapkan pada nilai SAR yang dikoreksikan terhadap kondisi acuan (lihat butir 5)0.. Jika nilai absolut dari kesalahan kumulatif dari keseluruhan sistem pengukuran SAR kurang dari atau setara dengan 1,5 %, maka tidak ada penalti.

5. PERHITUNGAN REFERENSI SPECIFIC AIR RANGE DARI DATA YANG DIUKUR

(a) Perhitungan SAR

- (1) SAR dihitung dari persamaan berikut:

$$\text{SAR} = \text{TAS} / \text{Wf}$$

dimana:

TAS adalah *true air speed*; dan

Wf adalah total *fuel flow* pesawat terbang.

(b) Koreksi dari tes untuk kondisi acuan

- (1) Koreksi dilakukan pada nilai SAR yang diukur untuk mengoreksi terhadap kondisi acuan dalam Sec. 34.95. Koreksi dilakukan untuk setiap parameter berikut, yang tidak diukur pada kondisi acuan:

Apparent gravity. Percepatan, disebabkan oleh efek lokal gravitasi, dan inersia, mempengaruhi uji berat pesawat. *Apparent gravity* pada kondisi

pengujian bervariasi terhadap *latitude*, *altitude*, *ground speed*, dan arah gerak relatif terhadap sumbu bumi. Acuan percepatan gravitasi adalah percepatan gravitasi untuk pesawat terbang yang bergerak ke arah *true North* pada *still air* pada acuan *altitude*, *geodetic latitude* 45,5 derajat, dan berdasarkan g_0 .

Massa/ δ . Koefisien gaya angkat dari pesawat terbang adalah fungsi dari massa/ δ dan *Mach number*, dimana δ adalah rasio tekanan atmosfer pada ketinggian tertentu terhadap tekanan atmosfer di permukaan laut. Koefisien gaya angkat untuk kondisi pengujian mempengaruhi gaya hambat pesawat terbang. Referensi massa/ δ diperoleh dari kombinasi referensi massa, *altitude* dan tekanan atmosfer yang ditentukan dari standar atmosfer ICAO.

Percepatan/perlambatan (energi). Penentuan *drag* didasarkan pada asumsi penerbangan *steady*, *unaccelerated*. Akselerasi atau perlambatan terjadi selama kondisi pengujian mempengaruhi *drag* yang diujikan. Kondisi acuan adalah kondisi penerbangan *steady*, *unaccelerated*.

Reynolds number. *Reynolds number* mempengaruhi *drag* pesawat terbang. Pada kondisi tes yang ditentukan, *reynolds number* adalah fungsi dari *density* dan viskositas udara pada *altitude* dan temperatur pengujian. Acuan *reynolds number* diperoleh dari *density* dan viskositas udara pada standar atmosfer ICAO di *altitude* dan temperatur acuan.

Posisi CG. Posisi *centre of gravity* pesawat terbang mempengaruhi *drag* akibat *longitudinal trim*.

Aeroelastics. Aeroelastisitas sayap dapat menyebabkan variasi *drag* sebagai fungsi distribusi massa sayap pesawat. Distribusi massa sayap pesawat akan terpengaruh oleh distribusi beban bahan bakar di sayap dan adanya *external stores*.

Nilai *fuel lower heating*. Nilai *fuel lower heating* menentukan kadar energi dalam bahan bakar. Nilai *fuel lower heating* rendah secara langsung mempengaruhi *fuel flow* pada kondisi pengujian yang ditentukan.

Altitude. *Altitude* pada saat pesawat diterbangkan mempengaruhi *fuel flow*.

Temperatur. *Ambient temperature* mempengaruhi *fuel flow*. Acuan temperature adalah *standard day temperature* dari standar atmosfer ICAO pada acuan *altitude*.

Engine deterioration level. Pada penggunaan pertama, mesin mengalami penurunan kondisi awal yang cepat dalam hal efisiensi bahan bakar. Setelah itu, *rate of deterioration* menurun secara signifikan. Mesin dengan *deterioration* yang lebih rendah dari acuan *engine deterioration level* dapat digunakan, sesuai dengan peraturan dari Direktur Jenderal. Dalam kasus ini, *fuel flow* harus dikoreksi berdasarkan acuan *engine deterioration level* dengan metode yang disetujui. Mesin dengan *deterioration* yang lebih tinggi dari acuan *engine deterioration level* dapat digunakan. Dalam kasus ini koreksi berdasarkan acuan *engine deterioration level* tidak diizinkan.

Electrical and mechanical power extraction and bleed flow. *Electrical and mechanical power extraction and bleed flow* mempengaruhi *fuel flow*.

Catatan.- analisis data *post-flight* meliputi koreksi data terukur untuk pengambilan data karakteristik respon perangkat keras (misalnya *system latency, lag, offset, buffering, dll*).

- (2) Metode koreksi berdasarkan pada persetujuan Direktur Jenderal. Jika pemohon menganggap bahwa koreksi tertentu tidak diperlukan maka justifikasi harus disampaikan kepada Direktur Jenderal.
- (c) Perhitungan *specific air range*

- (1) Nilai SAR untuk setiap tiga referensi massa pada Sec. 34.93 dihitung baik secara langsung dari pengukuran yang diambil pada setiap titik uji valid disesuaikan dengan kondisi acuan, atau secara tidak langsung dari *performance model* yang telah divalidasi oleh titik uji. Nilai SAR akhir untuk setiap referensi massa merupakan rata-rata perhitungan sederhana dari semua titik uji valid pada *gross mass* yang sesuai, atau diturunkan dari *performance model* yang tervalidasi. Tidak ada data dari titik uji valid yang boleh dihilangkan kecuali disetujui oleh Direktur Jenderal.

Catatan.- Ekstrapolasi yang sesuai kelaikan udara yang diterima untuk massa selain yang diuji, diperbolehkan dengan menggunakan *performance model* yang tervalidasi. Pemodelan performa harus berdasarkan pada data yang mencakup kisaran *lift coefficient, Mach number, and thrust specific fuel consumption* yang memadai sehingga tidak ada ekstrapolasi dari parameter ini.

6. VALIDITAS HASIL

- (a) Interval tingkat keyakinan 90 % diperhitungkan untuk setiap nilai SAR pada tiga referensi massa.
- (b) Jika kumpulan data diperoleh secara independen untuk setiap tiga titik referensi *gross mass*, minimal jumlah sampel yang dapat diterima untuk setiap nilai SAR tiga *gross mass* adalah enam.
- (c) Selain itu, data SAR dapat dikumpulkan melalui berbagai massa. Dalam hal ini minimal jumlah sampel adalah dua belas dan 90 % tingkat keyakinan harus dihitung dengan menggunakan garis regresi rata-rata dari data.
- (d) Jika 90 % tingkat keyakinan nilai SAR pada salah satu dari tiga referensi massa pesawat melebihi $\pm 1,5$ %, nilai SAR pada referensi massa tersebut dapat digunakan, sesuai dengan persetujuan Direktur Jenderal, jika penalti diterapkan. Penalti setara dengan jumlah dimana tingkat keyakinan 90 % melebihi $\pm 1,5$ %. Jika tingkat keyakinan 90 % dari nilai SAR kurang dari atau setara dengan $\pm 1,5$ %, maka perlu ada penalti.

Catatan.- Metode untuk menghitung tingkat keyakinan 90 % diberikan pada ICAO Doc 9501 Volume III.

7. PERHITUNGAN NILAI METRIK EVALUASI EMISI CO₂

- (a) Nilai metrik evaluasi emisi CO₂ dihitung berdasarkan rumus pada paragraf 34.92.

8. PELAPORAN DATA KEPADA DIREKTUR JENDERAL

Catatan.- Informasi yang diperlukan dibagi menjadi: 1) informasi umum untuk mengidentifikasi karakteristik pesawat terbang dan metode analisis data; 2) daftar kondisi acuan yang digunakan; 3) data yang diperoleh dari pengujian pesawat terbang; 4) perhitungan dan koreksi data pengujian SAR terhadap kondisi acuan, dan 5) hasil yang diperoleh dari data pengujian.

- (a) Informasi Umum

Informasi berikut harus disediakan untuk setiap tipe dan model pesawat yang akan dilakukan sertifikasi CO₂:

- (1) penunjukan jenis dan model pesawat;
- (2) karakteristik umum pesawat, termasuk *centre of gravity range*, jumlah dan tipe penunjukan mesin dan, jika terpasang, baling-baling;
- (3) *maximum take-off mass*;
- (4) dimensi relevan yang dibutuhkan untuk perhitungan acuan faktor

geometrik; dan

- (5) nomor seri pesawat yang diuji untuk tujuan sertifikasi CO₂ dan juga, modifikasi atau peralatan non-standar yang berpotensi mempengaruhi karakteristik CO₂ pesawat.

(b) Kondisi acuan

Kondisi acuan yang digunakan untuk penentuan *specific air range* (lihat Sec. 34.95) harus disediakan.

(c) Data pengujian

Data pengujian yang diukur berikut ini, termasuk koreksi untuk karakteristik instrumentasi, harus disediakan untuk setiap titik ukur pengujian.

- (1) *airspeed, ground speed* dan *true airspeed*;
- (2) *fuel flow*;
- (3) *pressure altitude*;
- (4) *static air temperature*;
- (5) *airplane gross mass* dan *centre of gravity* untuk setiap titik uji;
- (6) *levels of electrical and mechanical power extraction and bleed flow*;
- (7) performa mesin:
 - (i) untuk pesawat jet, pengaturan tenaga mesin;
 - (ii) untuk pesawat baling-baling, *shaft horsepower* atau *engine torque* dan *propeller rotational speed*.
- (8) *fuel lower heating value*
- (9) *fuel specific gravity* dan *kinematic viscosity* jika *volumetric fuel flow meters* dipakai (see 3(b)(1)iv);
- (10) Error kumulatif (RSS) dari keseluruhan sistem pengukuran (lihat 4 (a) (6));
- (11) *heading, track and latitude*;
- (12) *stability criteria* (see 3(b)(3)i);
- (13) deskripsi instrumen dan perangkat yang digunakan untuk memperoleh parameter yang diperlukan untuk penentuan SAR, dan akurasi individualnya yang memperi pengaruh pada pada SAR (lihat 4 (a) (5) dan 4 (a) (6));

(d) Perhitungan dan koreksi data pengujian SAR terhadap kondisi acuan

Nilai SAR yang diukur, koreksi terhadap kondisi acuan, dan nilai SAR yang dikoreksi harus disediakan untuk setiap titik ukur pengujian.

(e) Data yang diperoleh

Informasi yang diperoleh berikut disediakan untuk setiap pesawat yang diuji untuk tujuan sertifikasi:

- (1) *specific air range* (km/kg) untuk setiap referensi massa pesawat dan tingkat keyakinan 90 % yang terkait;
- (2) *average of the inverse of the three reference mass specific air range values*;
- (3) Acuan faktor geometrik; dan
- (4) nilai metrik evaluasi emisi CO₂.

LAMPIRAN B

ACUAN FAKTOR GEOMETRIK

1. Acuan faktor geometrik (RGF) adalah parameter non-dimensi yang digunakan untuk menerapkan (1/SAR) AVG. RGF berdasarkan pengukuran ukuran *fuselage* yang dinormalisasi dengan acuan 1 m², dan diturunkan sebagai berikut:
 - a) untuk pesawat terbang dengan *single deck* penentuan area dari permukaan (dalam m²) dibatasi oleh lebar maksimum *fuselage outer mould line* (OML) diproyeksikan pada bidang datar parallel dengan lantai *main deck*; dan
 - b) untuk pesawat terbang dengan *upper deck*, penentuan total area permukaan (dalam m²) dibatasi oleh lebar maksimum *fuselage outer mould line* (OML) diproyeksikan pada bidang datar parallel dengan lantai *main deck*, dan area permukaan dibatasi oleh lebar maksimum *fuselage OML* pada atau di atas lantai *upper deck* diproyeksikan pada bidang datar parallel dengan lantai *upper deck*; dan
 - c) penentuan RGF non-dimensi dengan pembagian wilayah ditentukan dalam 1 (a) atau 1 (b) oleh 1 m².
2. RGF mencakup semua ruang bertekanan di *main deck* atau *upper deck* termasuk *aisle*, *assist saces*, *passage ways*, *stairwells* dan area yang dapat menerima kargo dan kontainer bahan bakar tambahan. Ini tidak termasuk tank bahan bakar permanen yang terintegrasi dalam kabin atau fairing tidak-bertekanan, atau area istirahat/kerja kru atau area kargo yang tidak berada pada *main deck* atau *upper deck* (misalnya 'loft' atau area *under floor*). RGF tidak termasuk *cockpit crew zone*.
3. Batas belakang yang akan digunakan untuk menghitung RGF adalah *aft pressure bulkhead*. Batas depannya adalah *forward pressure bulkhead* kecuali *cockpit crew zone*.
4. Daerah yang dapat diakses oleh kru dan penumpang tidak termasuk ke dalam definisi *cockpit crew zone*. Untuk pesawat terbang dengan pintu kokpit, batas belakang dari *cockpit crew zone* adalah bidang pintu kokpit. Untuk pesawat terbang yang memiliki konfigurasi interior opsional termasuk lokasi pintu kokpit yang berbeda, atau tidak ada pintu kokpit, maka batasnya ditentukan oleh konfigurasi yang terdapat *cockpit crew zone* terkecil. Untuk pesawat terbang tersertifikasi untuk *single-pilot operation*, *cockpit crew zone* diperpanjang setengah dari lebar kokpit.

5. Gambar A2-1 dan A2-2 memberikan ilustrasi kondisi batas RGF.

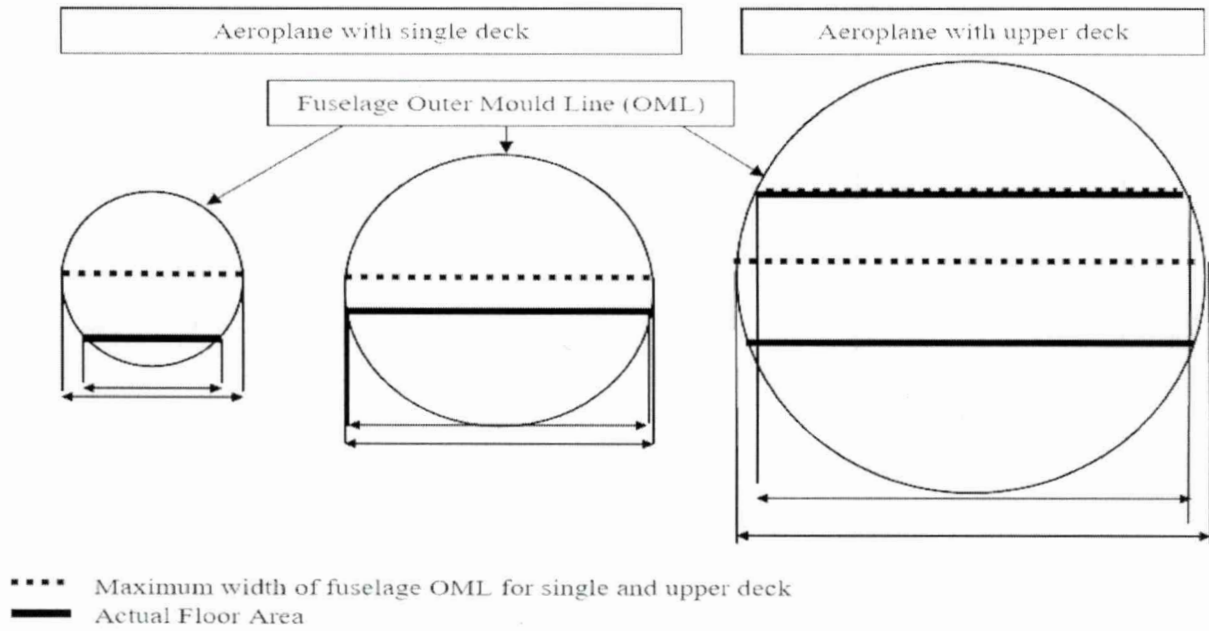


Figure A2-1. Cross-sectional View

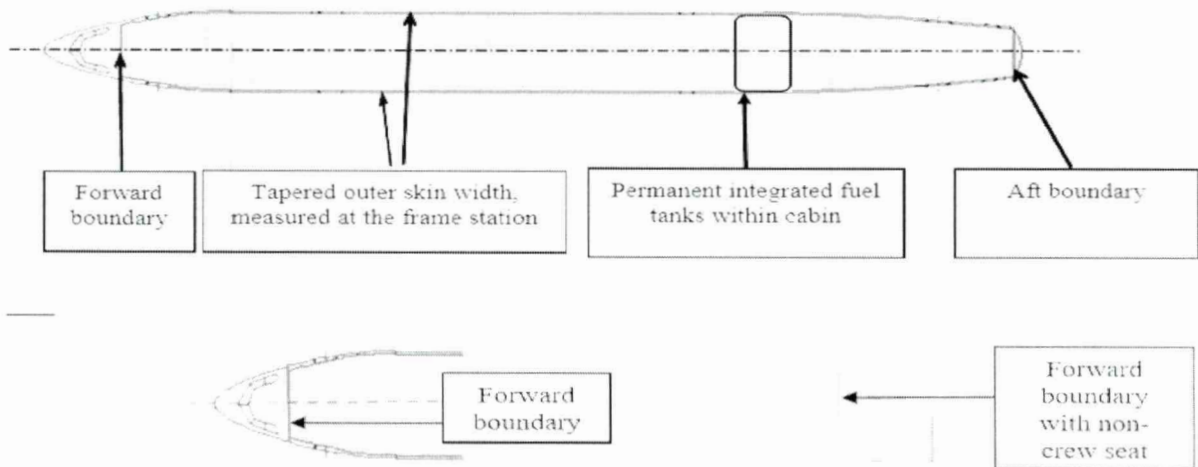


Figure A2-2. Longitudinal View

MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

BUDI KARYA SUMADI

Salinan sesuai dengan aslinya

Plt. KEPALA BIRO HUKUM,



YUSTINUS DANANG RUSDIHANTO

LAMPIRAN II PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA
NOMOR PM 15 TAHUN 2021
TENTANG
PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL
BAGIAN 34 TENTANG PERSYARATAN UNTUK BAHAN
BAKAR TERBUANG, GAS BUANG UNTUK PESAWAT
UDARA YANG DIGERAKKAN DENGAN MESIN TURBIN
DAN EMISI CO₂ PESAWAT UDARA

**CIVIL AVIATION SAFETY REGULATIONS
(C.A.S.R.)**

**PART 34
Amendment 3**

**FUEL VENTING, EXHAUST EMISSION
REQUIREMENTS FOR TURBINE ENGINE POWERED
AIRPLANES AND AIRPLANE CO₂ EMISSIONS**

**REPUBLIC OF INDONESIA
MINISTRY OF TRANSPORTATION**

TABLE OF CONTENTS

TABLE OF CONTENTS.....	60
AMENDMENT RECORD LIST.....	62
SUMMARY OF AMENDMENT.....	63
SUBPART A GENERAL PROVISIONS	65
34.1 Regulatory Reference	65
34.2 Definitions.....	65
34.3 Abbreviations	69
34.4 General Requirements	70
34.5 [Reserved].....	70
34.6 Special Test Procedures	71
34.7 Aircraft Safety.....	71
34.8 Exemptions	72
34.9 Spare engines.....	73
SUBPART B ENGINE FUEL VENTING EMISSIONS (NEW AND IN-USE AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES)	74
34.10 Applicability	74
34.11 Standard for Fuel Venting Emissions.....	74
SUBPART C EXHAUST EMISSIONS (NEW AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES).....	76
34.20 Applicability	76
34.21 Standards for Exhaust Emissions.....	76
34.23 Exhaust Emission Requirements for Engines Manufactured on and after July 18, 2012.....	78
SUBPART D EXHAUST EMISSIONS (IN-USE AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES).....	81
34.30 Applicability	81
34.31 Standards for Exhaust Emissions.....	81
SUBPART E CERTIFICATION PROVISIONS	82
34.48 Derivative Engines for Emissions Certification Purposes.....	82
SUBPART F [Reserved].....	84
SUBPART G TEST PROCEDURES FOR ENGINE EXHAUST GASEOUS EMISSIONS (AIRCRAFT AND AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES)	85

34.60 Introduction	85
34.61 Turbine Fuel Specifications.....	86
34.62 Test Procedure (Propulsion Engines)	87
34.63 [Reserved].....	88
34.64 Sampling And Analytical Procedures For Measuring Gaseous Exhaust Emissions.....	88
34.65 Through 34.70 [Reserved]	88
34.71 Compliance With Gaseous Emission Standards.....	88
SUBPART H TEST PROCEDURES FOR ENGINE SMOKE EMISSIONS (AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES)	89
34.80 Introduction	89
34.81 Fuel Specifications.....	89
34.82 Sampling and Analytical Procedures for Measuring Smoke Exhaust Emissions.....	89
34.83 Through 34.88 [Reserved]	89
34.89 Compliance with Smoke Emission Standards.....	89
SUBPART I CERTIFICATION STANDARD FOR AIRPLANE CO2 EMISSIONS BASED ON THE CONSUMPTION OF FUEL (SUBSONIC JET AIRPLANES OVER 5 700 kg and PROPELLER-DRIVEN AIRPLANES OVER 8 618 kg).....	91
34.90 General	92
34.91 Applicability	92
34.92 CO2 emissions evaluation metric.....	94
34.93 Reference airplane masses.....	94
34.94 Maximum permitted CO2 emissions evaluation metric value.....	95
34.95 Reference conditions for determining airplane specific air range.....	95
34.96 Test procedures.....	97
APPENDIX A DETERMINATION OF THE AIRPLANE CO2 EMISSIONS EVALUATION METRIC VALUE.....	98
APPENDIX B REFERENCE GEOMETRIC FACTOR.....	110

AMENDMENT RECORD LIST

Amendment No	Issue date	Reference
Original	27 December 1993	
Amendment 1	26 February 2009	
Amendment 2	20 February 2015	
Amendment 3		

SUMMARY OF AMENDMENT

Amendment No	Sources	Subject/s	Approved
Amendment 0 (Original) Edition 1	27 December 1993		Ministry Decree No 90 Year 1993, dated 27 December 1993
Amendment 1	Annex 16 Vol. II Amendment 04	<ol style="list-style-type: none"> 1. Introduction of new definitions and abbreviations. 2. Introduction of new classes in Standards for exhaust Emissions. 3. Introduction of additional specification in Turbine Fuel Specifications. 4. Increase in stringency of the NO_x emissions Standards. 	Ministry Decree No 28 Year 2009, dated 26 February 2009
Amendment 2	Annex 16 Vol. II Amendment 08	<ol style="list-style-type: none"> 1. Amendments to Attachment A to Appendix 3 to update the hydrocarbon (HC) analyser oven temperature range; 2. Amendments to allow the use of modern instruments for humidity measurement and to update the location of the humidity instrument during emissions certification tests; and 3. Minor editorial changes associated with terminology, document numbering and typographical changes. 	Ministry Decree No. 49 Year 2015, dated 20 February 2015

Amendment 3 Edition 2	Annex 16 Vol. II Amendment 9 and Vol. III First Edition As revised	1. Introduction of Annex 16, Volume III, containing Standards and Recommended Practices relating to the CO2 emissions certification for subsonic aeroplanes.	
--------------------------	--	--	--

SUBPART A

GENERAL PROVISIONS

34.1 Regulatory Reference

This Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 34 sets the implementing rules of Fuel Venting, Exhaust Emission Requirements for Turbine Engine Powered Airplanes and Airplane CO₂ Emissions as required by Article 37 of Aviation Law Number 1 Year 2009 as amended by Article 58 paragraph 16 of Job Creation Law Number 11 Year 2020 and Article 20 Government Regulation Number 32 Year 2021 on Aviation Administration.

34.2 Definitions

1. "Director General" means the Director General of Civil Aviation or any person to whom he has delegated his authority in the matter concerned.
2. "Aircraft" means a devices that is used or intended to be used for flight in the air for which a ROI standard airworthiness certificate or equivalent foreign airworthiness certificate is issued
3. "Aircraft engine" means a propulsion engine which is installed in, or which is manufactured for installation in, an aircraft.
4. "Aircraft gas turbine engine" means a turboprop, turbofan, or turbojet aircraft engine.
5. "Characteristic level has the meaning given in Appendix 6 of ICAO Annex 16 as of July 2008. The characteristic level is a calculated emission level for each pollutant based on a statistical assessment of measured emissions from multiple tests
6. "Class TP" means all aircraft turboprop engines.
7. "Class TF" mean all turbofan or turbojet aircraft engines except engines of Class T3, T8, and TSS.
8. —Class T3 means all aircraft gas turbine engines of the JT3D model series.
9. —Class T8 means all aircraft gas turbine engines of the JT8D model series.
10. "Class TSS" means all aircraft gas turbine engines employed for propulsion

of aircraft designed to operate at supersonic flight speeds.

11. "Commercial aircraft engine" means any aircraft engine used or intended for use by an "air carrier" or a "commercial operator".
12. "Commercial aircraft gas turbine engine" means a turboprop, turbofan, or turbojet commercial aircraft engine.
13. "Date of manufacture" of an engine is the date the inspection acceptance records reflect that the engine is complete and meets the DGCA approved type design.
14. —Derivative engine for emissions certification purposes means an engine that has the same or similar emissions characteristics as an engine covered by a type certificate issued under CASR part 33. These characteristics are specified in Section 34.48.
15. "Emission measurement system" means all of the equipment necessary to transport the emission sample and measure the level of emissions. This includes the sample system and the instrumentation system.
16. "Engine model" means all commercial aircraft turbine engines which are of the same general series, displacement, and design characteristics and are approved under the same type certificate.
17. "Exhaust emissions" means substances emitted into the atmosphere from the exhaust discharge nozzle of an aircraft or aircraft engine.
18. "Fuel venting emissions" means raw fuel, exclusive of hydrocarbons in the exhaust emissions, discharged from aircraft gas turbine engines during all normal ground and flight operations.
19. "In-use aircraft gas turbine engine" means an aircraft gas turbine engine which is in service.
20. "Introduction date" means the date of manufacture of the first individual production engine of a given engine model or engine type certificate family to be certificated. Neither test engines nor engines not placed into service affect this date.
21. "New aircraft turbine engine" means an aircraft gas turbine engine which has never been in service.
22. "Power setting" means the power or thrust output of an engine in terms of

kilonewtons thrust for turbojet and turbofan engines or shaft power in terms of kilowatts for turboprop engines.

23. "Rated output (rO)" means the maximum power/thrust available for takeoff at standard day conditions as approved for the engine by the DGCA, including reheat contribution where applicable, but excluding any contribution due to water injection and excluding any emergency power/thrust rating.
24. "Rated pressure ratio (rPR)" means the ratio between the combustor inlet pressure and the engine inlet pressure achieved by an engine operation at rated output.
25. "Reference day conditions" means the reference ambient conditions to which the gaseous emissions (HC and smoke) are to be corrected. The reference day conditions are as follows: Temperature = 15°C, specific humidity = 0.00629 kg H₂O/kg of dry air, and pressure = 101325 Pa.
26. "Sample system" means the system which provides for the transportation of the gaseous emission sample from the sample probe to the inlet of the instrumentation system.
27. "Shaft power" means only the measured shaft power output of a turboprop engine.
28. "Smoke" means the matter in exhaust emissions which obscures the transmission of light.
29. "Smoke number (SN)" means the dimensionless term quantifying smoke emissions.
30. "Standard day conditions" means standard ambient conditions as described in the International Standard Atmosphere (ISA), (i.e., temperature = 15 °C, specific humidity = 0.00629 kg H₂O/kg dry air, and pressure = 101325 Pa.)
31. "Taxi/idle (in)" means those aircraft operations involving taxi and idle between the time of landing roll out and final shutdown of all propulsion engines.
32. "Taxi/idle (out)" means those aircraft operations involving taxi and idle between the time of initial starting of the propulsion engine(s) used for the taxi and the turn onto the duty runway.

33. —Tier, as used in this part, is a designation related to the NOX emission standard for the engine as specified in Sec. 34.21 or Sec. 34.23 of this part (e.g., Tier 0).
34. Cockpit crew zone. The part of the cabin that is exclusively designated for flight crew use.
35. Derived version of a non-CO2-certified airplane. An individual airplane that conforms to an existing Type Certificate, but which is not certified to Subpart 16 Volume III, and to which changes in type design are made prior to the issuance of the airplane's first certificate of airworthiness that increase its CO2 emissions evaluation metric value by more than 1.5% or are considered to be significant CO2 changes.
36. Derived version of a CO2-certified airplane. An airplane which incorporates changes in type design that either increase its maximum take-off mass, or that increase its CO2 emissions evaluation metric value by more than:
 - a) 1.35% at a maximum take-off mass of 5 700 kg, decreasing linearly to;
 - b) 0.75% at a maximum take-off mass of 60 000 kg, decreasing linearly to;
 - c) 0.70% at a maximum take-off mass of 600 000 kg; and
 - d) a constant 0.70% at maximum take-off masses greater than 600 000 kg.
37. Note.— Where the DGCA finds that the proposed change in design, configuration, power or mass is so extensive that a substantially new investigation of compliance with the applicable airworthiness regulations is required, the airplane will be considered to be a new type design rather than a derived version.
38. Equivalent procedure. A test or analysis procedure which, while differing from the one specified in this CASR, in the technical judgement of the DGCA yields effectively the same CO2 emissions evaluation metric value as the specified procedure
39. Maximum passenger seating capacity. The maximum certificated number of passengers for the airplane type design.

40. Maximum take-off mass. The highest of all take-off masses for the type design configuration.
41. Performance model. An analytical tool or method validated from corrected flight test data that can be used to determine the SAR values for calculating the CO₂ emissions evaluation metric value at the reference conditions.
42. Optimum conditions. The combinations of altitude and airspeed within the approved operating envelope defined in the airplane flight manual that provides the highest specific air range value at each reference airplane mass.
43. Reference geometric factor. An adjustment factor based on a measurement of airplane fuselage size derived from a two-dimensional projection of the fuselage.
44. Specific air range. The distance an airplane travels in the cruise flight phase per unit of fuel consumed.
45. Subsonic airplane. An airplane incapable of sustaining level flight at speeds exceeding a Mach number of 1.

34.3 Abbreviations

The abbreviations used in this attachment have the following meanings in both upper and lower case:

ROI	-	Republic of Indonesia
CO ₂	-	Carbon dioxide
CO	-	Carbon monoxide
DGCA	-	Directorate General of Civil Aviation
g	-	Gram(s)
HC	-	Hydrocarbon(s)
HP	-	Horsepower
hr	-	Hour(s)
H ₂ O	-	Water
kg	-	Kilogram(s)
kJ	-	Kilojoule(s)
kN	-	Kilonewton(s)
kW	-	Kilowatt(s)
lb	-	Pound(s)

LTO	-	Landing and takeoff
min	-	Minute(s)
NOX	-	Oxides of nitrogen
Pa	-	Pascal(s)
rO	-	Rated output
rPR	-	Rated pressure ratio
sec	-	Second
SP	-	Shaft power
SN	-	Smoke number
T	-	Temperature, degrees Kelvin
TIM	-	Time in mode
W	-	Watt(s)
°C	-	Degrees Celsius
%	-	Percent
AVG	-	Average
CG	-	Centre of gravity
CO2	-	Carbon dioxide g0 Standard acceleration due to gravity at sea level and a geodetic latitude of 45.5 degrees, 9.80665 (m/s ²)
Hz	-	Hertz (cycles per second)
MTOM	-	Maximum take-off mass (kg)
OML	-	Outer mould line
RGF	-	Reference geometric factor
RSS	-	Root sum of squares SAR Specific air range (km/kg)
TAS	-	True air speed (km/h)
Wf	-	Total airplane fuel flow (kg/h)
δ	-	Ratio of atmospheric pressure at a given altitude to the atmospheric pressure at sea level

34.4 General Requirements

- (a) This part provides for the approval or acceptance by the Director General or of testing and sampling methods, analytical techniques, and related equipment not identical to those specified in this part.
- (b) [Reserved]
- (c) Republic of Indonesia civil airplanes. This CASR applies to civil airplanes that are powered by aircraft gas turbine engines of the classes specified herein and that have ROI standard airworthiness certificates.
- (d) Foreign airplanes. This CASR applies to civil airplanes that are powered

by aircraft gas turbine engines of the classes specified herein and that have foreign airworthiness certificates that are equivalent to ROI standard airworthiness certificates. This CASR applies only to those foreign civil airplanes that, if registered in the Republic of Indonesia, would be required by applicable requirements of this CASR to have a ROI standard airworthiness certificate in order to conduct the operations intended for the airplane. This CASR does not apply where it would be inconsistent with an obligation assumed by the Republic of Indonesia to a foreign country in a treaty, convention, or agreement.

- (e) [Reserved]
- (f) [Reserved]
- (g) [Reserved]
- (h) [Reserved]
- (i) [Reserved]
- (j) [Reserved]
- (k) [Reserved]
- (l) [Reserved]
- (m) [Reserved]
- (n) [Reserved]
- (o) [Reserved]
- (p) Each applicant must allow the Director General to make, or witness, any test necessary to determine compliance with the applicable provisions of this CASR.

34.5 [Reserved]

34.6 Special Test Procedures

The Director General may, upon written application by a manufacturer or operator of aircraft or aircraft engines, approve test procedures for any aircraft of aircraft engine that is not susceptible to satisfactory testing by the procedures set forth herein.

34.7 Aircraft Safety

- (a) The provisions of this part will be revised if at any time the Director General determines that an emission standard cannot be met within the specified time without creating a safety hazard.
- (b) If the Director General determines that any emission control regulation in this part cannot be safely applied to an aircraft, that provision may

not be adopted or enforced against that aircraft.

34.8 Exemptions

Petitions for rule making or exemptions involving this CASR must be submitted to the DGCA.

- (a) Exemptions based on flights for short durations at infrequent intervals. The emission standards of this part do not apply to engines which power aircraft operated in the Republic of Indonesia for short durations at infrequent intervals. Such operations are limited to:
 - (1) Flights of an aircraft for the purpose of export to a foreign country, including any flights essential to demonstrate the integrity of an aircraft prior to a flight to a point outside the Republic of Indonesia;
 - (2) Flights to a base where repairs, alterations or maintenance are to be performed, or to a point of storage, or for the purpose of returning an aircraft to service;
 - (3) Official visits by representatives of foreign governments;
 - (4) Other flights the Director General determines, to be for short durations at infrequent intervals. A request for such a determination shall be made before the flight takes place.
- (b) [Reserved];
- (c) Exemptions for new engines in other categories. The emissions standards of this part do not apply to engines for which the Director General determines that application of any standard under Sec. 34.21 is not justified, based upon consideration of –
 - (1) Adverse economic impact on the manufacturer;
 - (2) Adverse economic impact on the aircraft and airline industries at large;
 - (3) Equity in administering the standards among all economically competing parties;
 - (4) Public health and welfare effects; and
 - (5) Other factors which the Director General, may deem relevant to the case in question.
- (d) Time limited exemptions for in use engines. The emissions standards of this part do not apply to aircraft or aircraft engines for time periods which the Director General determines that any applicable standard under Sec.

34.11(a), or Sec. 34.31(a), should not be applied based upon consideration of:

- (1) Documentation demonstrating that all good faith efforts to achieve compliance with such standards have been made;
 - (2) Documentation demonstrating that the inability to comply with such requirement is due to circumstances beyond the control of the owner or operator of the aircraft; and
 - (3) A plan in which the owner or operator of the aircraft shows that he will achieve compliance in the shortest time which is feasible.
- (e) The Procedure for exemptions application refers to Ministry Regulation concerning Exemptions of Civil Aviation Safety Standards.
- (f) [Reserved]

34.9 Spare engines

Certain engines that meet the following description are excepted:

- (a) This exception allows production of an engine for installation on an in-service aircraft. A spare engine may not be installed on a new aircraft.
- (b) Each spare engine must be identical to a sub-model previously certificated to meet all applicable requirements.
- (c) A spare engine may be used only when the emissions of the spare do not exceed the certification requirements of the original engine, for all regulated pollutants.
- (d) No separate approval is required to produce spare engines.
- (e) The record for each engine excepted under this paragraph (c) must indicate that the engine was produced as an excepted spare engine.
- (f) Engines produced under this exception must be labeled —EXCEPTED SPARE— in accordance with Sec. 45.13 of this CASR.

On and after July 18, 2012, and before August 31, 2013, a manufacturer may produce up to six Tier 4 compliant engines that meet the NO_x standards of paragraph (d)(1)(vi) of this section rather than Sec. 34.23(a)(2). No separate approval is required to produce these engines. Engines produced under this exception are to be labeled —COMPLY— in accordance with CASR Part 45 Sec 45.13.

SUBPART B

ENGINE FUEL VENTING EMISSIONS

(NEW AND IN-USE AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES)

34.10 Applicability

- (a) The provisions of this subpart are applicable to all new aircraft gas turbine engines of classes T3, T8, TSS, and TF equal to or greater than 36 kilonewtons (8090 pounds) rated output, manufactured on or after January 1, 1974, and to all in-use aircraft gas turbine engines of classes T3, T8, TSS, and TF equal to or greater than 36 kilonewtons (8090 pounds) rated output manufactured after February 1, 1974.
- (b) The provisions of this subpart are also applicable to all new aircraft gas turbine engines of class TF less than 36 kilonewtons (8090 pounds) rated output and class TP manufactured on or after January 1, 1975, and to all in-use aircraft gas turbine engines of class TF less than 36 kilonewtons (8090 pounds) rated output and class TP manufactured after January 1, 1975.
- (c) To all in operated aircraft gas turbine engine of classes stated in paragraph (a) and (b) of this section shall comply with the provisions of this subpart not later than December 31, 1995.

34.11 Standard for Fuel Venting Emissions

- (a) No fuel venting emissions shall be discharged into the atmosphere from any new or in-use aircraft gas turbine engine subject to the subpart. This paragraph is directed at the elimination of intentional discharge to the atmosphere of fuel drained from fuel nozzle manifolds after engines are shut down and does not apply to normal fuel seepage from shaft seals, joints, and fittings.
- (b) Conformity with the standards set forth in paragraph (a) of this section shall be determined by inspection of the method designed to eliminate these emissions.
- (c) As applied to an airframe or an engine, any manufacturer or operator may show compliance with the fuel venting and emissions requirements of this section that were effective beginning February 1,

1974 or January 1, 1975, by any means that prevents the intentional discharge of fuel from fuel nozzle manifolds after the engines are shut down. Acceptable means of compliance include one of the following:

- (4) Incorporation of an DGCA approved system that recirculates the fuel back into the fuel system.
- (5) Capping or securing the pressurization and drain valve.
- (6) Manually draining the fuel from a holding tank into a container

SUBPART C
EXHAUST EMISSIONS (NEW AIRCRAFT GAS TURBINE
ENGINES)

34.20 Applicability

The provisions of this subpart are applicable to all aircraft gas turbine engines of the classes specified beginning on the dates specified in Sec. 34.21

34.21 Standards for Exhaust Emissions

(a) Exhaust emissions of smoke from each new aircraft gas turbine engine of class T8 manufactured on or after February 1, 1974, shall not exceed a smoke number (SN) of 30.

(b) Exhaust emissions of smoke from each new aircraft gas turbine engine of class TF and of rated output of 129 kilonewtons (29,000 pounds) thrust of greater, manufactured on or after January 1, 1976, shall not exceed

$$SN = 83.6 (rO)^{-0.274} \quad (rO \text{ is in kilonewtons})$$

(c) Exhaust emissions of smoke from each new aircraft gas turbine engine of class T3 manufactured on or after January 1, 1978, shall not exceed a smoke number (SN) of 25.

(d) Gaseous exhaust emissions from each new aircraft gas turbine engine shall not exceed:

(1) For Classes TF, T3, T8 engines greater than 26.7 kilonewtons (6000 pounds) rated output:

(i) Engines manufactured on or after January 1, 1984:

Hydrocarbons: 19.6 grams/kilonewton rO.

(ii) Engines manufactured on or after July 7, 1997.

Carbon Monoxide: 118 grams/kilonewton rO.

(iii) Engines of a type or model of which the date of manufacture of the first individual production model was on or before December 31, 1995, and for which the date of manufacture of the individual engine was on or before December 31, 1999 (Tier 2):

Oxides of Nitrogen: $(40+2(rPR))$ grams/kilonewtons rO.

- (iv) Engines of a type or model of which the date of manufacture of the first individual production model was after December 31, 1995, or for which the date of manufacture of the individual engine was after December 31, 1999 (Tier 2):

Oxides of Nitrogen: $(32+1.6(rPR))$ grams/kilonewtons rO.

- (v) The emission standards prescribed in paragraphs (d)(1)(iii) and (iv) of this section apply as prescribed beginning July 7, 1997.
- (vi) The emission standards of this paragraph apply as prescribed after December 18, 2005. For engines of a type or model of which the first individual production model was manufactured after December 31, 2003 (Tier 4):
- (A) That have a rated pressure ratio of 30 or less and a maximum rated output greater than 89 kN:
- (B) Oxides of Nitrogen: $(19 + 1.6(rPR))$ g/kN rO.
- (C) That have a rated pressure ratio of 30 or less and a maximum rated output greater than 26.7 kN but not greater than 89 kN:
- (D) Oxides of Nitrogen: $(37.572 + 1.6(rPR) - 0.2087(rO))$ g/kN rO.
- (E) That have a rated pressure ratio greater than 30 but less than 62.5, and a maximum rated output greater than 89 kN:
- (F) Oxides of Nitrogen: $(7 + 2(rPR))$ g/kN rO.
- (G) That have a rated pressure ratio greater than 30 but less than 62.5, and a maximum rated output greater than 26.7 kN but not greater than 89 kN:
- (H) Oxides of Nitrogen: $(42.71 + 1.4286(rPR) - 0.4013(rO) + 0.00642(rPR \times rO))$ g/kN rO.
- (I) That have a rated pressure ratio of 62.5 or more:

Oxides of Nitrogen: $(32 + 1.6(rPR))$ g/kN rO.

- (2) For Class TSS Engines manufactured on or after January 1, 1984: Hydrocarbons= $140(0.92)^{rPR}$ grams/kilonewtons rO.
- (b) Smoke exhaust emissions from each gas turbine engine of the classes specified below shall not exceed:
- (1) Class TF of rated output less than 26.7 kilonewtons (6000 pounds) manufactured on or after August 9, 1985

$SN=83.6(rO)^{-0.274}$ (rO is in kilonewtons) not to exceed a maximum of SN=50.

- (2) Classes T3, T8, TSS, and TF of rated output equal to or greater than 26.7 kilonewtons (6000 pounds) manufactured on or after January 1, 1984

$SN=83.6(rO)^{-0.274}$ (rO is in kilonewtons) not to exceed a maximum of SN=50.

- (3) For Class TP of rated output equal to or greater than 1,000 kilowatts manufactured on or after January 1, 1984:

$SN=187(rO)^{-0.168}$ (rO is in kilowatts)

- (c) The standards set forth in paragraphs (a), (b), (c), (d), and (e) of this section refer to a composite gaseous emission sample representing the operating cycles and exhaust smoke emission emitted during operation of the engine as specified in the applicable sections of subpart G of this part, and exhaust smoke emissions emitted during operations of the engine as specified in the applicable section of subpart H of this part, measured and calculated in accordance with the procedures set forth in those subparts.
- (d) Where a gaseous emission standard is specified by a formula, calculate and round the standard to three significant figures or to the nearest 0.1 g/kN (for standards at or above 100 g/kN). Where a smoke standard is specified by a formula, calculate and round the standard to the nearest 0.1 SN. Engines comply with an applicable standard if the testing results show that the engine type certificate family's characteristic level does not exceed the numerical level of that standard, as described in Sec. 34.60.

34.23 Exhaust Emission Requirements for Engines Manufactured on and after July 18, 2012.

The requirements of this section apply to aircraft engines manufactured on and after July 18, 2012, unless otherwise exempted or excepted. Where a gaseous emission standard is specified by a formula, calculate and round the standard to three significant figures or to the nearest 0.1 g/kN (for requirements at or above 100 g/kN). Where a smoke standard is specified by a formula, calculate and round the standard to the nearest 0.1 SN. Engines comply with an

applicable standard if the testing results show that the engine type certificate family's characteristic level does not exceed the numerical level of that standard, as described in §34.60.

(a) Gaseous exhaust emissions from each new aircraft gas turbine engine shall not exceed:

(1) For Classes TF, T3 and T8 of rated output less than 26.7 kN (6,000 lb) manufactured on and after July 18, 2012:

$$SN = 83.6(rO)^{-0.274} \text{ or } 50.0, \text{ whichever is smaller}$$

(2) Except as provided in §§34.9(b) and 34.21(c), for Classes TF, T3 and T8 engines manufactured on and after July 18, 2012, and for which the first individual production model was manufactured on or before December 31, 2013 (Tier 6):

Tier 6 Oxides of Nitrogen Emission Standards for Subsonic Engines

Class	Rated pressure ratio—rPR	Rated output rO (kN)	NO _x (g/kN)
TF, T3, T8	rPR ≤ 30	26.7 < rO ≤ 89.0	38.5486 + 1.6823 (rPR) - 0.2453 (rO) - (0.00308 (rPR) (rO)).
		rO > 89.0	16.72 + 1.4080 (rPR).
	30 < rPR < 82.6	26.7 < rO ≤ 89.0	46.1600 + 1.4286 (rPR) - 0.5303 (rO) + (0.00642 (rPR) (rO)).
		rO > 89.0	-1.04 + 2.0 (rPR).
	rPR ≥ 82.6	rO ≥ 26.7	32 + 1.6 (rPR).

(4) Engines exempted from paragraph (a)(2) of this section produced on or before December 31, 2016 must be labeled "EXEMPT NEW" in accordance with Section 45.13 of this chapter. No exemptions to the requirements of paragraph (a)(2) of this section will be granted after December 31, 2016.

(4) For Class TSS Engines manufactured on and after July 18, 2012:

Gaseous Emission Standards for Supersonic Engines

Class	Rated output rO¹ (kN)	NO_x (g/kN)	CO (g/kN)
TSS	All	36 + 2.42 (rPR)	4,550 (rPR) ^{-1.03}

¹rO is the rated output with afterburning applied.

(b) Gaseous exhaust emissions from each new aircraft gas turbine engine shall not exceed:

(1) For Classes TF, T3 and T8 engines of a type or model of which the first individual production model was manufactured after December 31, 2013 (Tier 8):

Tier 8 Oxides of Nitrogen Emission Standards for Subsonic Engines

Class	Rated pressure ratio—rPR	Rated output rO (kN)	NO_x (g/kN)
TF, T3, T8	rPR ≤ 30	26.7 < rO ≤ 89.0	40.052 + 1.5681 (rPR) - 0.3615 (rO) - (0.0018 (rPR) (rO)).
		rO > 89.0	7.88 + 1.4080 (rPR).
	30 < rPR < 104.7	26.7 < rO ≤ 89.0	41.9435 + 1.505 (rPR) - 0.5823 (rO) + (0.005562 (rPR) (rO)).
		rO > 89.0	-9.88 + 2.0 (rPR).
	rPR ≥ 104.7	rO ≥ 26.7	32 + 1.6 (rPR).

(c) Engines (including engines that are determined to be derivative engines for the purposes of emission certification) type certificated with characteristic levels at or below the NO_x standards of Section 34.21(d)(1)(vi) of this part (as applicable based on rated output and rated pressure ratio) and introduced before July 18, 2012, may be produced through December 31, 2012, without meeting the NO_x standard of paragraph (a)(2) of this section.

SUBPART D
EXHAUST EMISSIONS (IN-USE AIRCRAFT GAS TURBINE
ENGINES)

34.30 Applicability

The provisions of this subpart are applicable to all in-use aircraft gas turbine engines certificated for operation within the Republic of Indonesia of the classes specified, beginning on the dates specified in Sec. 34.31.

34.31 Standards for Exhaust Emissions

- (a) Exhaust emissions of smoke from each in-use aircraft gas turbine engine of Class T8, beginning February 1, 1974, shall not exceed a smoke number (SN) of 30.
- (b) Exhaust emissions of smoke from each in-use aircraft gas turbine engine of Class TF and of rated output of 129 kilonewtons (29,000 pounds) thrust or greater, beginning January 1, 1976, shall not exceed $SN = 83.6 (rO) - 0.274$ (rO is in kilonewtons).
- (c) The standards set forth in paragraphs (a) and (b) of this section refer to exhaust smoke emissions emitted during operations of the engine as specified in the applicable section of subpart H of this attachment, and measured and calculated in accordance with the procedures set forth in this subpart.

SUBPART E

CERTIFICATION PROVISIONS

34.48 Derivative Engines for Emissions Certification Purposes.

(a) General.

A derivative engine for emissions certification purposes is an engine configuration that is determined to be similar in design to a previously certificated (original) engine for purposes of compliance with exhaust emissions standards (gaseous and smoke). A type certificate holder may request from the DGCA a determination that an engine configuration is considered a derivative engine for emissions certification purposes. To be considered a derivative engine for emission purposes under this part, the configuration must have been derived from the original engine that was certificated to the requirements of part 33 of this chapter and one of the following:

- (1) The DGCA has determined that a safety issue exists that requires an engine modification.
- (2) Emissions from the derivative engines are determined to be similar. In general, this means the emissions must meet the criteria specified in paragraph (b) of this section. The DGCA may amend the criteria of paragraph (b) in unusual circumstances, for individual cases, consistent with good engineering judgment.
- (3) All of the regulated emissions from the derivative engine are lower than the original engine.

(b) Emissions similarity.

- (1) The type certificate holder must demonstrate that the proposed derivative engine model's emissions meet the applicable standards and differ from the original model's emission rates only within the following ranges:
 - (i) ± 3.0 g/kN for NOX
 - (ii) ± 1.0 g/kN for HC
 - (iii) ± 5.0 g/kN for CO
 - (iv) ± 2.0 SN for smoke.
- (2) If the characteristic level of the original certificated engine model (or any other sub-models within the emission type certificate family

tested for certification) before modification is at or above 95% of the applicable standard for any pollutant, an applicant must measure the proposed derivative engine model's emissions for all pollutants to demonstrate that the derivative engine's resulting characteristic levels will not exceed the applicable emission standards. If the characteristic levels of the originally certificated engine model (and all other sub-models within the emission type certificate family tested for certification) are below 95% of the applicable standard for each pollutant, the applicant may use engineering analysis consistent with good engineering judgment to demonstrate that the derivative engine will not exceed the applicable emission standards. The engineering analysis must address all modifications from the original engine, including those approved for previous derivative engines.

- (c) Continued production allowance. Derivative engines for emissions certification purposes may continue to be produced after the applicability date for new emissions standards when the engines conform to the specifications of this section.
- (d) Non-derivative engines. If the DGCA determines that an engine model does not meet the requirements for a derivative engine for emissions certification purposes, the type certificate holder is required to demonstrate that the engine complies with the emissions standards applicable to a new engine type.

SUBPART F
[Reserved]

SUBPART G

**TEST PROCEDURES FOR ENGINE EXHAUST GASEOUS
EMISSIONS (AIRCRAFT AND AIRCRAFT GAS TURBINE
ENGINES)**

34.60 Introduction

- (a) Use the equipment and procedures specified in Appendix 3, Appendix 5, and Appendix 6 of ICAO Annex 16, as applicable, to demonstrate whether engines meet the applicable gaseous emission standards specified in subpart C of this part. Measure the emissions of all regulated gaseous pollutants. Use the equipment and procedures specified in Appendix 2 and Appendix 6 of ICAO Annex 16 to determine whether engines meet the applicable smoke standard specified in subpart C of this part. The compliance demonstration consists of establishing a mean value from testing the specified number of engines, then calculating a —characteristic level|| by applying a set of statistical factors that take into account the number of engines tested. Round each characteristic level to the same number of decimal places as the corresponding emission standard. For turboprop engines, use the procedures specified for turbofan engines, consistent with good engineering judgment.
- (b) Use a test fuel that meets the specifications described in Appendix 4 of ICAO Annex 16. The test fuel must not have additives whose purpose is to suppress smoke, such as organometallic compounds.
- (c) Prepare test engines by including accessories that are available with production engines if they can reasonably be expected to influence emissions. The test engine may not extract shaft power or bleed service air to provide power to auxiliary gearbox-mounted components required to drive aircraft systems.
- (d) Test engines must reach a steady operating temperature before the start of emission measurements.
- (e) DGCA may approve alternative procedures for measuring emissions, including testing and sampling methods, analytical techniques, and equipment specifications that differ from those specified in this part. Manufacturers and operators may request approval of alternative

procedures by written request with supporting justification to the DGCA.

To be approved, one of the following conditions must be met:

- (1) The engine cannot be tested using the specified procedures; or
 - (2) The alternative procedure is shown to be equivalent to, or more accurate or precise than, the specified procedure.
- (f) The following landing and takeoff (LTO) cycles apply for emissions testing and for calculating weighted LTO values:

LTO TEST CYCLES AND TIME IN MODE

Mode	Class					
	TP		TF, T3, T8		TSS	
	TIM (min)	% of rO	TIM (min)	% of rO	TIM (min)	% of rO
Taxi/idle	26.0	7	26.0	7	26.0	5.8
Takeoff	0.5	100	0.7	100	1.2	100
Climb out	2.5	90	2.2	85	2.0	65
Descent	NA	NA	NA	NA	1.2	15
Approach	4.5	30	4.0	30	2.3	34

- (g) Engines comply with an applicable standard if the testing results show that the engine type certificate family's characteristic level does not exceed the numerical level of that standard, as described in the applicable appendix of Annex 16.
- (h) The system and procedure for sampling and measurement of gaseous emissions shall be as specified by in Appendices 2, 3, 4, 5 and 6 to the International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 16, Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emissions, Third Edition, July 2008.

34.61 Turbine Fuel Specifications

For exhaust emission testing, fuel meeting the specifications listed below shall be used. Additives used for the purpose of smoke suppression (such as organometallic compounds) shall not be present.

Specification for Fuel to be Used in Aircraft Turbine Engine Emission Testing

Property	Allowable range of values
Density at 15 °C	780-820.
Distillation Temperature, °C 10% Boiling Point	155-201.
Final Boiling Point	235-285.
Net Heat of Combustion, MJ/Kg	42.86-43.50.
Aromatics, Volume %	15-23.
Naphthalenes, Volume %	1.0-3.5.
Smoke point, mm	20-28.
Hydrogen, Mass %	13.4-14.1.
Sulfur Mass %	Less than 0.3%.
Kinematic viscosity at -20 °C, mm ² /sec	2.5-6.5.

34.62 Test Procedure (Propulsion Engines)

(a)(1) The engine shall be tested in each of the following engine operating modes which simulate aircraft operation to determine its mass emission rates. The actual power setting, when corrected to standard day conditions, should correspond to the following percentages of rated output. Analytical correction for variations from reference day conditions and minor variations in actual power setting should be specified and/or approved by the Director General:

Mode	Class		
	TP	TF, T3, T8	TSS
Taxi/idle	(*)	(*)	(*)
Takeoff	100	100	100
Climb out	90	85	65
Descent	NA	NA	15
Approach	30	30	34

*See paragraph (a) of this section.

(4) The taxi/idle operating modes shall be carried out at a power setting of 7 percent rated thrust unless the Director General determines that the unique characteristics of an engine model undergoing certification testing at 7 percent would result in substantially different HC and CO emissions than if the engine model were tested at the manufacturers', recommended idle power setting, in such cases the Director General shall specify an alternative test condition.

(5) The times in mode (TIM) shall be as specified below:

Mode	Class		
	TP	TF, T3, T8	TSS
Taxi/idle	26.0 Min.	26.0 Min.	26.0 Min.
Takeoff	0.5	0.7	1.2
Climb out	2.5	2.2	2.0
Descent	N/A	N/A	1.2
Approach	4.5	4.0	2.3

(b) Emissions testing shall be conducted on warmed-up engines which have achieved a steady operating temperature.

34.63 [Reserved]

34.64 Sampling And Analytical Procedures For Measuring Gaseous Exhaust Emissions

The system and procedures for sampling and measurement of gaseous emissions shall be as specified in Appendices 3 and 5 to the International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 16, Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emissions, Second Edition, July 1993, effective March 20, 1997

34.65 Through 34.70 [Reserved]

34.71 Compliance With Gaseous Emission Standards

Compliance with each gaseous emission standard by an aircraft engine shall be determined by comparing the pollutant level in grams/ kilonewton/ thrust/ cycle or grams/ kilowatt/ cycle as calculated pursuant to Sec. 34.64 with the applicable emission standard under this part. An acceptable alternative to testing every engine is described in Appendix 6 to ICAO Annex 16, Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emissions, Second Edition, July 1993, effective July 26, 1993.

SUBPART H
TEST PROCEDURES FOR ENGINE SMOKE
EMISSIONS (AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES)

34.80 Introduction

Except as provided under Sec. 34.5, the procedures described in this subpart shall constitute the test program to be used to determine the conformity of new and in-use gas turbine engines with the applicable standards set forth in this attachment. The test is essentially the same as that described in Secs. 34.60 to 34.62, except that the test is designed to determine the smoke emission level at various operating points representative of engine usage in aircraft. Other smoke measurement systems may be used if shown to yield equivalent results and if approved in advance by the Director General.

34.81 Fuel Specifications

Fuel having specifications as provided in Sec. 34.61 shall be used in smoke emission testing.

34.82 Sampling and Analytical Procedures for Measuring Smoke Exhaust Emissions

The system and procedures for sampling and measurement of smoke emissions shall be as specified in Appendix 2 to ICAO Annex 16, Volume II, Environmental Protection, Aircraft Engine Emissions, Second Edition, July 1993, effective July 26, 1993.

34.83 Through 34.88 [Reserved]

34.89 Compliance with Smoke Emission Standards

Compliance with each smoke emission standard shall be determined by comparing the plot of the smoke number as a function of power setting with the applicable emission standard under this part. The smoke number at every power setting must be such that there is a high degree of confidence that the standard will not be exceeded by any engine of the model being tested. An acceptable alternative to testing every engine is described in Appendix 6 to ICAO Annex 16, Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine

Emissions, Second Edition, July 1993, effective July 26, 1993. Other methods of demonstrating compliance may be approved by the Director General.

SUBPART I

CERTIFICATION STANDARD FOR AIRPLANE CO₂ EMISSIONS BASED ON THE CONSUMPTION OF FUEL (SUBSONIC JET AIRPLANES OVER 5 700 kg AND PROPELLER-DRIVEN AIRPLANES OVER 8 618 kg)

34.90 General

- (a) The provisions of paragraph (b) to (k) shall apply to all airplanes included in the classifications defined for CO₂ emissions certification purposes in Secs. 34.91 of this subpart where such airplanes are engaged in international air navigation.
- (b) CO₂ emissions certification shall be granted or validated by the DGCA of an airplane on the basis of satisfactory evidence that the airplane complies with requirements that are at least equal to the applicable Requirements specified in this subpart.
- (c) DGCA shall recognize as valid a CO₂ emissions certification granted by another Authority provided that the requirements under which such certification was granted are at least equal to the applicable requirements specified in this subpart.
- (d) The amendment of this subpart to be used by DGCA shall be that which is applicable on the date of submission to DGCA for either a Type Certificate in the case of a new type, approval of a change in type design in the case of a derived version, or under equivalent application procedures prescribed by the DGCA.
- (e) Unless otherwise specified in this subpart, the date to be used by DGCA in determining the applicability of the requirements in this subpart shall be the date the application for a Type Certificate was submitted to the State of Design, or the date of submission under an equivalent application procedure prescribed by the DGCA of the State of Design.
- (f) An application shall be effective for the period specified in the airworthiness regulations appropriate to the airplane type, except in special cases where the DGCA grants an extension. When the period of effectivity is extended the date to be used in determining the applicability

of the requirements in this subpart shall be the date of issue of the Type Certificate, or approval of the change in type design, or the date of issue of approval under an equivalent procedure prescribed by the DGCA, less the period of effectivity.

- (g) For derived versions of non-CO₂-certified airplanes and derived versions of CO₂-certified airplanes, the applicability provisions concerning the requirements of this subpart refer to the date on which “the application for the certification of the change in type design” was made. The date to be used by DGCA in determining the applicability of the requirements in this subpart shall be the date on which the application for the change in type design was submitted to the DGCA that first certified the change in type design.
- (h) Where the provisions governing the applicability of the requirements of this subpart refer to the date on which the certificate of airworthiness was first issued to an individual airplane, the date to be used by DGCA in determining the applicability of the requirements in this subpart shall be the date on which the first certificate of airworthiness was issued by DGCA.
- (i) The DGCA shall publish the certified CO₂ emissions evaluation metric value granted or validated by DGCA.
- (j) The use of equivalent procedures in lieu of the procedures specified in the Appendices of this subpart shall be approved by the DGCA.
- (k) DGCA shall recognize valid airplane exemptions granted by another authority responsible for production of the airplane provided that an acceptable process was used.

34.91 Applicability

This subpart is applicable for the followings:

Note.— See also Secs. 34.90 (d), (e), (f), (g), (h), and (k) .

- (a) The requirements of this subpart shall, with the exception of amphibious airplanes, airplanes initially designed or modified and used for specialised operational requirements, airplanes designed with zero RGF, and those airplanes specifically designed or modified and used for fire-fighting purposes, be applicable to:
 - (1) subsonic jet airplanes, including their derived versions, of greater than 5 700 kg maximum take-off mass for which the application for a type

- certificate was submitted on or after 1 January 2020, except for those airplanes of less than or equal to 60 000 kg maximum take-off mass with a maximum passenger seating capacity of 19 seats or less;
- (2) subsonic jet airplanes, including their derived versions, of greater than 5 700 kg and less than or equal to 60 000 kg maximum take-off mass with a maximum passenger seating capacity of 19 seats or less, for which the application for a type certificate was submitted on or after 1 January 2023;
 - (3) all propeller-driven airplanes, including their derived versions, of greater than 8 618 kg maximum takeoff mass, for which the application for a type certificate was submitted on or after 1 January 2020;
 - (4) derived versions of non-CO2-certified subsonic jet airplanes of greater than 5 700 kg maximum certificated take-off mass for which the application for certification of the change in type design was submitted on or after 1 January 2023;
 - (5) derived versions of non-CO2 certified propeller-driven airplanes of greater than 8 618 kg maximum certificated take-off mass for which the application for certification of the change in type design was submitted on or after 1 January 2023;
 - (6) individual non-CO2-certified subsonic jet airplanes of greater than 5 700 kg maximum certificated takeoff mass for which a certificate of airworthiness was first issued on or after 1 January 2028; and
 - (7) individual non-CO2-certified propeller-driven airplanes of greater than 8 618 kg maximum certificated take-off mass for which a certificate of airworthiness was first issued on or after 1 January 2028.
- (b) Notwithstanding paragraph (a) of this section, it may be recognized by a DGCA that airplanes on its registry do not require demonstration of compliance with the provisions of the requirements of this subpart for timelimited engine changes. These changes in type design shall specify that the airplane may not be operated for a period of more than 90 days unless compliance with the provisions of this subpart, is shown for that change in type design. This applies only to changes resulting from a required maintenance action.

- (c) The granting of an exemption for an airplane against applicability requirements specified in paragraph (a) shall be noted on the airplane statement of conformity issued by the DGCA. The DGCA shall take into account the numbers of exempted airplanes that will be produced and their impact on the environment. Exemptions shall be reported by airplane serial number and made available via an official portal.

34.92 CO2 emissions evaluation metric

The metric shall be defined in terms of the average of the 1/SAR values for the three reference masses defined in 34.93 and the RGF defined in Appendix B of this subpart. The metric value shall be calculated according to the following formula.

$$\text{CO2 emissions evaluation metric value} = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{avg}}}{(\text{RGF})^{0.24}}$$

Note 1. — The metric value is quantified in units of kg/km.

Note 2. — The CO2 emissions evaluation metric is a SAR based metric adjusted to take into account fuselage size.

34.93 Reference airplane masses

- (a) The 1/SAR value shall be established at each of the following three reference airplane masses, when tested in accordance with these requirements:

- (1) high gross mass: 92% MTOM
- (2) mid gross mass: Simple arithmetic average of high gross mass and low gross mass
- (3) low gross mass: $(0.45 \times \text{MTOM}) + (0.63 \times (\text{MTOM} \times 0.924))$

Note.— MTOM is expressed in kilograms.

- (b) CO2 emissions certification for MTOM also represents the certification of CO2 emissions for takeoff masses less than MTOM. However, in addition to the mandatory certification of CO2 metric values for MTOM, applicants may voluntarily apply for the approval of CO2 metric values for take-off masses less than MTOM.

34.94 Maximum permitted CO2 emissions evaluation metric value

- (a) The CO2 emissions evaluation metric value shall be determined in accordance with the evaluation methods of Appendix A.
- (b) The CO2 emissions evaluation metric value shall not exceed the value defined in the following paragraphs:

- (1) For airplanes specified in 34.91(a) (1), (2) and (3) with a maximum take-off mass less than or equal to 60 000 kg:

$$\text{Maximum permitted value} = 10 (-2.73780 + (0.681310 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0277861 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))$$

- (2) For airplanes specified in 34.91(a) (1) and (3) with a maximum take-off mass greater than 60 000 kg, and less than or equal to 70 395 kg:

$$\text{Maximum permitted value} = 0.764$$

- (3) For airplanes specified in 34.91 (a)(1) and (3) with a maximum take-off mass of greater than 70 395 kg:

$$\text{Maximum permitted value} = 10 (-1.412742 + (-0.020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0.0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))$$

- (6) For airplanes specified in 34.91(a) (4), (5), (6) and (7) with a maximum certificated take-off mass less than or equal to 60 000 kg:

$$\text{Maximum permitted value} = 10 (-2.57535 + (0.609766 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0191302 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))$$

- (5) For airplanes specified in 34.91(a) (4), (5), (6) and (7) with a maximum certificated take-off mass greater than 60 000 kg, and less than or equal to 70 107 kg:

$$\text{Maximum permitted value} = 0.797$$

- (6) For airplanes specified in 34.91(a) (4), (5), (6) and (7) with a maximum take-off mass of greater than 70 107 kg:

$$\text{Maximum permitted value} = 10 (-1.39353 + (-0.020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0.0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))$$

34.95 Reference conditions for determining airplane specific air range

- (a) The reference conditions shall consist of the following conditions within the approved normal operating envelope of the airplane:
 - (1) the airplane gross masses defined in Secs. 34.93;

- (2) a combination of altitude and airspeed selected by the applicant for each of the specified reference airplane gross masses;

Note.— These conditions are generally expected to be the combination of altitude and airspeed that results in the highest SAR value, which is usually at the maximum range cruise Mach number at the optimum altitude. The selection of conditions other than optimum conditions will be to the detriment of the applicant because the SAR value will be adversely affected.

- (3) steady (un-accelerated), straight, and level flight;
- (4) airplane in longitudinal and lateral trim; \
- (5) ICAO standard day atmosphere¹;
- (6) gravitational acceleration for the airplane travelling in the direction of true North in still air at the reference altitude and a geodetic latitude of 45.5 degrees, based on g_0 ;
- (7) fuel lower heating value equal to 43.217 MJ/kg (18 580 BTU/lb);
- (8) a reference airplane CG position selected by the applicant to be representative of a mid-CG point relevant to design cruise performance at each of the three reference airplane masses;

Note.— For an airplane equipped with a longitudinal CG control system, the reference CG position may be selected to take advantage of this feature.

- (9) a wing structural loading condition selected by the applicant for representative operations conducted in accordance with the airplane's payload capability and manufacturer standard fuel management practices;
- (10) applicant selected electrical and mechanical power extraction and bleed flow relevant to design cruise performance and in accordance with manufacturer recommended procedures;

Note.— Power extraction and bleed flow due to the use of optional equipment such as passenger entertainment systems need not be included.

- (11) engine handling/stability bleeds operating according to the nominal design of the engine performance model for the specified conditions; and
 - (12) engine deterioration level selected by the applicant to be representative of the initial deterioration level (a minimum of 15 take-offs or 50 engine flight hours).
- (b) If the test conditions are not the same as the reference conditions, then corrections for the differences between test and reference conditions shall be applied as described in Appendix A.

34.96 Test procedures

- (a) The SAR values that form the basis of the CO₂ emissions evaluation metric value shall be established either directly from flight tests or from a performance model validated by flight tests.
- (b) The test airplane shall be representative of the configuration for which certification is requested.
- (c) The test and analysis procedures shall be conducted in an approved manner to yield the CO₂ emissions evaluation metric value, as described in Appendix A. These procedures shall address the entire flight test and data analysis process, from pre-flight actions to post-flight data analysis.

Note.— The fuel used for each flight test should meet the specification defined in either ASTM D1655-152, DEF STAN 91-91 Issue 7, Amendment 33 or equivalent.

APPENDIX A DETERMINATION OF THE AIRPLANE CO₂ EMISSIONS EVALUATION METRIC VALUE

- 1.— SUBSONIC JET AIRPLANES OVER 5 700 kg
- 2.— PROPELLER-DRIVEN AIRPLANES OVER 8 618 kg

1. INTRODUCTION

The process for determining the CO₂ emissions evaluation metric value includes:

- a) the determination of the reference geometric factor (see Appendix B);
- b) the determination of the certification test and measurement conditions and procedures for the determination of SAR (see Section 3), either by direct flight test or by way of a validated performance model, including:
 - 1) the measurement of parameters needed to determine SAR (see Section 4);
 - 2) the correction of measured data to reference conditions for SAR (see Section 5); and
 - 3) the validation of data for calculation of the certified CO₂ emissions evaluation metric value (see Section 6);
- c) calculation of the CO₂ emissions evaluation metric value (see Section 7); and
- d) reporting of data to the DGCA (see Section 8).

Note.— The instructions and procedures ensure uniformity of compliance tests, and permit comparison between various types of airplanes.

2. METHODS FOR DETERMINING SPECIFIC AIR RANGE

- a) Specific air range may be determined by either direct flight test measurement of SAR test points, including any corrections of test data to reference conditions, or by the use of a performance model approved by the DGCA. A performance model, if used, shall be validated by actual SAR flight test data.

- b) In either case the SAR flight test data shall be acquired in accordance with the procedures defined in this requirements and approved by the DGCA.

Recommendation.—Validation of the performance model should only need to be shown for the test points and conditions relevant to showing compliance with the standard. Test and analysis methods, including any algorithms that may be used, should be described in sufficient detail

3. SPECIFIC AIR RANGE CERTIFICATION TEST AND MEASUREMENT CONDITIONS

(a) General

This section prescribes the conditions under which SAR certification tests shall be conducted and the measurement procedures that shall be used.

Note.— Many applications for certification of a CO₂ emissions metric value involve only minor changes to the airplane type design. The resultant changes in the CO₂ emissions metric value can often be established reliably by way of equivalent procedures without the necessity of resorting to a complete test.

(b) Flight test procedure

(1) Pre-flight

The pre-flight procedure shall be approved by the DGCA and shall include the following elements:

- (v) Airplane conformity. The test airplane shall be confirmed to be in conformance with the type design configuration for which certification is sought.
- (vi) Airplane weighing. The test airplane shall be weighed. Any change in mass after the weighing and prior to the test flight shall be accounted for.
- (vii) Fuel lower heating value. A sample of fuel shall be taken for each flight test to determine its lower heating value. Fuel sample test results shall be used for the correction of measured data to reference conditions. The determination of lower heating value and the correction to reference conditions shall be subject to the approval of the DGCA.

- 1) Recommendation.— The fuel lower heating value should be determined in accordance with methods which are at least as stringent as those defined in ASTM specification D4809-134.
 - 2) Recommendation.— The fuel sample should be representative of the fuel used for each flight test and should not be subject to errors or variations due to fuel being uplifted from multiple sources, fuel tank selection or fuel layering in a tank.
- (viii) Fuel specific gravity and viscosity. A sample of fuel shall be taken for each flight test to determine its specific gravity and viscosity when volumetric fuel-flow meters are used.

Note.— When using volumetric fuel-flow meters the fuel viscosity is used to determine the volumetric fuel flow from the parameters measured by a volumetric fuel flow meter. The fuel specific gravity (or density) is used to convert the volumetric fuel flow to a mass fuel flow.

- 1) Recommendation. — The fuel specific gravity should be determined in accordance with methods which are at least as stringent as those defined in ASTM specification D4052-115.
- 2) Recommendation.— The fuel kinematic viscosity should be determined in accordance with methods which are at least as stringent as those defined in ASTM specification D445-156.

(2) Flight test method

- i. The flight tests shall be performed in accordance with the following flight test method and the stability conditions described in paragraph (3).
- ii. Test points shall be separated by a minimum duration of two minutes, or separated by an exceedance of one or more of the stability criteria limits in paragraph (3).
- iii. Recommendation.— During the test conditions flown to determine SAR the following criteria should be adhered to:

- a) the airplane is flown at constant pressure altitude and constant heading along isobars to the extent that is practicable;
- b) the engine thrust/power setting is stable for un-accelerated level flight;
- c) the airplane is flown as close as practicable to the reference conditions to minimize the magnitude of any corrections;
- d) there are no changes in trim or engine power/thrust settings, engine stability and handling bleeds, and electrical and mechanical power extraction (including bleed flow). Any changes in the use of airplane systems that may affect the SAR measurement should be avoided; and
- e) movement of on-board personnel is kept to a minimum.

(3) Test condition stability

- i. For a SAR measurement to be valid, the following parameters shall be maintained within the indicated tolerances for a minimum duration of 1 minute during which the SAR data is acquired:
 - a) Mach number within ± 0.005 ;
 - b) ambient temperature within $\pm 1^{\circ}\text{C}$;
 - c) heading within ± 3 degrees;
 - d) track within ± 3 degrees;
 - e) drift angle less than 3 degrees;
 - f) ground speed within ± 3.7 km/h (± 2 kt);
 - g) difference in ground speed at the beginning of the test condition from the ground speed at the end of the test condition within ± 2.8 km/h/min (± 1.5 kt/min); and
 - h) pressure altitude within ± 23 m (± 75 ft).
- ii. Alternatives to the stable test condition criteria listed above may be used provided that stability can be sufficiently demonstrated to the DGCA.

- iii. Test points that do not meet the stable test criteria defined in paragraph (i) should normally be discarded. However, test points that do not meet the stability criteria of paragraph (i) may be acceptable subject to the approval of the DGCA, and would be considered as an equivalent procedure.
- (4) Verification of airplane mass at test conditions
- i. The procedure for determining the mass of the airplane at each test condition shall be subject to the approval of the DGCA.
 - ii. Recommendation.— The mass of the airplane during a flight test should be determined by subtracting the fuel used (i.e. integrated fuel flow) from the mass of the airplane at the start of the test flight. The accuracy of the determination of the fuel used should be verified by weighing the test airplane on calibrated scales either before and after the SAR test flight, or before and after another test flight with a cruise segment provided that flight occurs within one week or 50 flight hours (at the option of the applicant) of the SAR test flight and with the same, unaltered fuel flow meters.

4. MEASUREMENT OF AIRPLANE SPECIFIC AIR RANGE

(a) Measurement System

- (1) The following parameters shall be recorded at a minimum sampling rate of 1 Hz:
 - i. airspeed;
 - ii. ground speed;
 - iii. true airspeed;
 - iv. fuel flow;
 - v. engine power setting parameter (e.g. fan speed, engine pressure ratio, torque, shaft horse power);
 - vi. pressure altitude;
 - vii. temperature;
 - viii. heading;
 - ix. track; and

- x. fuel used (for the determination of gross mass and CG position).
- (2) The following parameters shall be recorded at a suitable sampling rate:
- i. latitude;
 - ii. engine bleed positions and power off-takes; and
 - iii. power extraction (electrical and mechanical load).

- (3) The value of each parameter used for the determination of SAR, except for ground speed, shall be the simple arithmetic average of the measured values for that parameter obtained throughout the stable test condition (see 3.(3).i).

Note.— The rate of change of ground speed during the test condition is to be used to evaluate and correct any acceleration or deceleration that might occur during the test condition.

- (4) The resolution of the individual measurement devices shall be sufficient to determine that the stability of the parameters defined in 3.(3).i is maintained.
- (5) The overall SAR measurement system is considered to be the combination of instruments and devices, including any associated procedures, used to acquire the following parameters necessary for the determination of SAR:
- i. fuel flow;
 - ii. Mach number;
 - iii. altitude;
 - iv. airplane mass;
 - v. ground speed;
 - vi. outside air temperature;
 - vii. fuel lower heating value; and
 - viii. centre of gravity
- (6) The accuracy of the individual elements that comprise the overall SAR measurement system is defined in terms of its effect upon SAR. The cumulative error associated with the overall SAR measurement system

is defined as the root sum of squares (RSS) of the individual accuracies.

Note.— Parameter accuracy need only be examined within the range of the parameter needed for showing compliance with the CO₂ emissions standard.

- (7) If the absolute value of the cumulative error of the overall SAR measurement system is greater than 1.5 per cent a penalty equal to the amount that the RSS value exceeds 1.5 per cent shall be applied to the SAR value corrected to reference conditions (see section 5). If the absolute value of the cumulative error of the overall SAR measurement system is less than or equal to 1.5 per cent no penalty shall be applied.

5. CALCULATION OF REFERENCE SPECIFIC AIR RANGE FROM MEASURED DATA

(a) Calculation of SAR

- (1) SAR is calculated from the following equation:

$$\text{SAR} = \text{TAS}/\text{Wf}$$

where:

TAS is the true air speed; and

Wf is total airplane fuel flow.

(b) Corrections from test to reference conditions

- (1) Corrections shall be applied to the measured SAR values to correct to the reference conditions specified in Secs. 34.95. Corrections shall be applied for each of the following measured parameters that is not at the reference conditions:

Apparent gravity. Acceleration, caused by the local effect of gravity, and inertia, affects the test weight of the airplane. The apparent gravity at the test conditions varies with latitude, altitude, ground speed, and direction of motion relative to the Earth's axis. The reference gravitational acceleration is the gravitational acceleration for the airplane travelling in the direction of true North in still air at the

reference altitude, a geodetic latitude of 45.5 degrees, and based on g_0 .

Mass/ δ .. The lift coefficient of the airplane is a function of mass/ δ and Mach number, where δ is the ratio of the atmospheric pressure at a given altitude to the atmospheric pressure at sea level. The lift coefficient for the test condition affects the drag of the airplane. The reference mass/ δ is derived from the combination of the reference mass, reference altitude and atmospheric pressures determined from the ICAO standard atmosphere.

Acceleration/deceleration (energy). Drag determination is based on an assumption of steady, unaccelerated flight. Acceleration or deceleration occurring during a test condition affects the assessed drag level. The reference condition is steady, unaccelerated flight.

Reynolds number. The Reynolds number affects airplane drag. For a given test condition the Reynolds number is a function of the density and viscosity of air at the test altitude and temperature. The reference Reynolds number is derived from the density and viscosity of air from the ICAO standard atmosphere at the reference altitude and temperature.

CG position. The position of the airplane centre of gravity affects the drag due to longitudinal trim.

Aeroelastics. Wing aeroelasticity may cause a variation in drag as a function of airplane wing mass distribution. Airplane wing mass distribution will be affected by the fuel load distribution in the wings and the presence of any external stores.

Fuel lower heating value. The fuel lower heating value defines the energy content of the fuel. The lower heating value directly affects the fuel flow at a given test condition.

Altitude. The altitude at which the airplane is flown affects the fuel flow.

Temperature. The ambient temperature affects the fuel flow. The reference temperature is the standard day temperature from the ICAO standard atmosphere at the reference altitude.

Engine deterioration level. When first used, engines undergo a rapid, initial deterioration in fuel efficiency. Thereafter, the rate of deterioration significantly decreases. Engines with less deterioration than the reference engine deterioration level may be used, subject to the approval of the DGCA. In such a case, the fuel flow shall be corrected to the reference engine deterioration level using an approved method. Engines with more deterioration than the reference engine deterioration level may be used. In this case a correction to the reference condition shall not be permitted.

Electrical and mechanical power extraction and bleed flow. Electrical and mechanical power extraction and bleed flow affects the fuel flow.

Note.— Post-flight data analysis includes the correction of measured data for data acquisition hardware response characteristics (e.g. system latency, lag, offset, buffering, etc.).

- (2) Correction methods are subject to the approval of the DGCA. If the applicant considers that a particular correction is unnecessary then acceptable justification shall be provided to the DGCA.

(c) Calculation of specific air range

- (1) The SAR values for each of the three reference masses defined in Secs. 34.93 shall be calculated either directly from the measurements taken at each valid test point adjusted to reference conditions, or indirectly from a performance model that has been validated by the test points. The final SAR value for each reference mass shall be the simple arithmetic average of all valid test points at the appropriate gross mass, or derived from a validated performance model. No data acquired from a valid test point shall be omitted unless agreed by the DGCA.

Note.— Extrapolations consistent with accepted airworthiness practices to masses other than those tested may be allowable using a validated performance model. The performance model should be based on data covering an adequate range of lift coefficient, Mach number, and thrust specific fuel consumption such that there is no extrapolation of these parameters.

6. VALIDITY OF RESULTS

- (a) The 90 per cent confidence interval shall be calculated for each of the SAR values at the three reference masses.
- (b) If clustered data is acquired independently for each of the three gross mass reference points, the minimum sample size acceptable for each of the three gross mass SAR values shall be six.
- (c) Alternatively SAR data may be collected over a range of masses. In this case the minimum sample size shall be twelve and the 90 per cent confidence interval shall be calculated for the mean regression line through the data.
- (d) If the 90 per cent confidence interval of the SAR value at any of the three reference airplane masses exceeds ± 1.5 per cent, the SAR value at that reference mass may be used, subject to the approval of the DGCA, if a penalty is applied to it. The penalty shall be equal to the amount that the 90 per cent confidence interval exceeds ± 1.5 per cent. If the 90 per cent confidence interval of the SAR value is less than or equal to ± 1.5 per cent no penalty need be applied.

Note.— Methods for calculating the 90 per cent confidence interval are given in ICAO Doc 9501 Volume III.

7. CALCULATION OF THE CO₂ EMISSIONS EVALUATION METRIC VALUE

- (a) The CO₂ emissions evaluation metric value shall be calculated according to the formula defined in paragraph 34.92.

8. REPORTING OF DATA TO THE DGCA

Note.— The information required is divided into: 1) general information to identify the airplane characteristics and the method of data analysis; 2) list of reference conditions used; 3) the data obtained from the airplane test(s); 4) the calculations and corrections of SAR test data to reference conditions, and 5) the results derived from the test data.

- (a) General information

The following information shall be provided for each airplane type and model for which CO₂ certification is sought:

- (1) designation of the airplane type and model;

- (2) general characteristics of the airplane, including centre of gravity range, number and type designation of engines and, if fitted, propellers;
- (3) maximum take-off mass;
- (4) the relevant dimensions needed for calculation of the reference geometric factor; and
- (5) serial number(s) of the airplane(s) tested for CO₂ certification purposes and, in addition, any modifications or non-standard equipment likely to affect the CO₂ characteristics of the airplane.

(b) Reference conditions

The reference conditions used for the determination of specific air range (see Secs. 34.95) shall be provided.

(c) Test data

The following measured test data, including any corrections for instrumentation characteristics, shall be provided for each of the test measurement points.

- (1) airspeed, ground speed and true airspeed;
- (2) fuel flow;
- (3) pressure altitude;
- (4) static air temperature;
- (5) airplane gross mass and centre of gravity for each test point;
- (6) levels of electrical and mechanical power extraction and bleed flow;
- (7) engine performance:
 - i. for jet airplanes, engine power setting;
 - ii. for propeller-driven airplanes, shaft horsepower or engine torque and propeller rotational speed.
- (8) fuel lower heating value
- (9) fuel specific gravity and kinematic viscosity if volumetric fuel flow meters are used (see 3(b)(1)iv);
- (10) the cumulative error (RSS) of the overall measurement system (see 4(a)(6));

- (11) heading, track and latitude;
- (12) stability criteria (see 3(b)(3)i);
- (13) description of the instruments and devices used to acquire the parameters necessary for the determination of SAR, and their individual accuracies in terms of their effect on SAR (see 4(a)(5) and 4(a)(6));

(d) Calculations and corrections of SAR test data to reference conditions

The measured SAR values, corrections to the reference conditions, and corrected SAR values shall be provided for each of the test measurement points.

(e) Derived data

The following derived information shall be provided for each airplane tested for certification purposes:

- (1) the specific air range (km/kg) for each reference airplane mass and the associated 90 per cent confidence interval;
- (2) the average of the inverse of the three reference mass specific air range values;
- (3) the reference geometric factor ; and
- (4) the CO₂ emissions evaluation metric value.

APPENDIX B REFERENCE GEOMETRIC FACTOR

1. The reference geometric factor (RGF) is a non-dimensional parameter used to adjust $(1/SAR)_{AVG}$. RGF is based on a measure of fuselage size normalised with respect to 1 m², and is derived as follows:
 - a) for airplanes with a single deck determine the area of a surface (expressed in m²) bounded by the maximum width of the fuselage outer mould line (OML) projected to a flat plane parallel with the main deck floor; and
 - b) for airplanes with an upper deck determine the sum of the area of a surface (expressed in m²) bounded by the maximum width of the fuselage outer mould line (OML) projected to a flat plane parallel with the main deck floor, and the area of a surface bounded by the maximum width of the fuselage OML at or above the upper deck floor projected to a flat plane parallel with the upper deck floor is determined; and
 - c) determine the non-dimensional RGF by dividing the areas defined in 1(a) or 1(b) by 1 m².
2. The RGF includes all pressurised space on the main or upper deck including aisles, assist spaces, passage ways, stairwells and areas that can accept cargo and auxiliary fuel containers. It does not include permanent integrated fuel tanks within the cabin or any unpressurized fairings, nor crew rest/work areas or cargo areas that are not on the main or upper deck (e.g. 'loft' or under floor areas). RGF does not include the cockpit crew zone.
3. The aft boundary to be used for calculating RGF is the aft pressure bulkhead. The forward boundary is the forward pressure bulkhead except for the cockpit crew zone.
4. Areas that are accessible to both crew and passengers are excluded from the definition of the cockpit crew zone. For airplanes with a cockpit door, the aft boundary of the cockpit crew zone is the plane of the cockpit door. For airplanes having optional interior configurations that include different locations of the cockpit door, or no cockpit door, the boundary shall be determined by the configuration that provides the smallest cockpit crew zone. For airplanes certified for single-pilot operation, the cockpit crew zone shall extend half the width of the cockpit.

5. Figures A2-1 and A2-2 provide a notional view of the RGF boundary conditions.

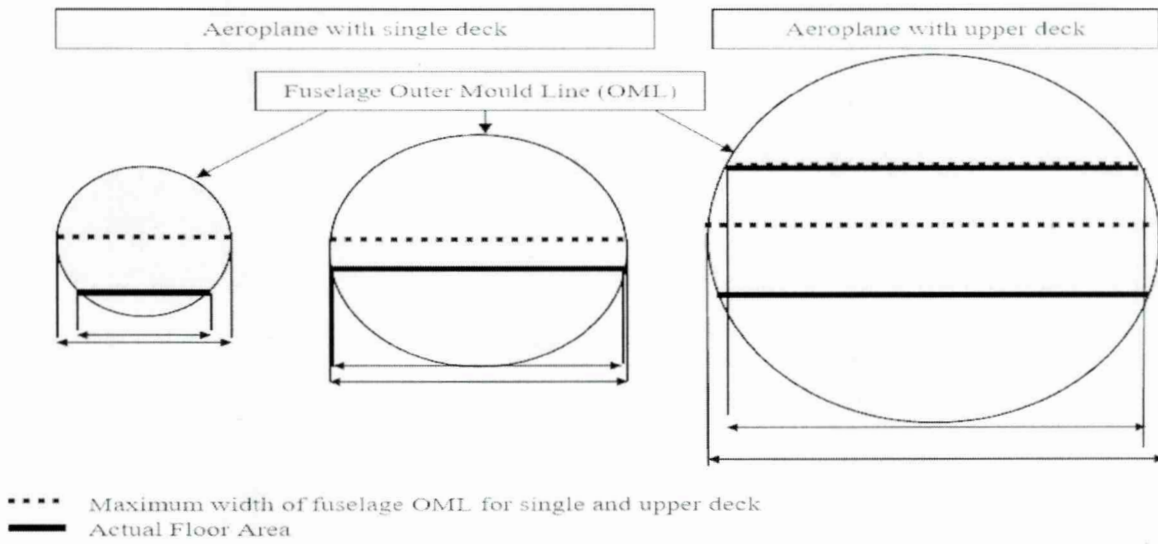


Figure A2-1. Cross-sectional View

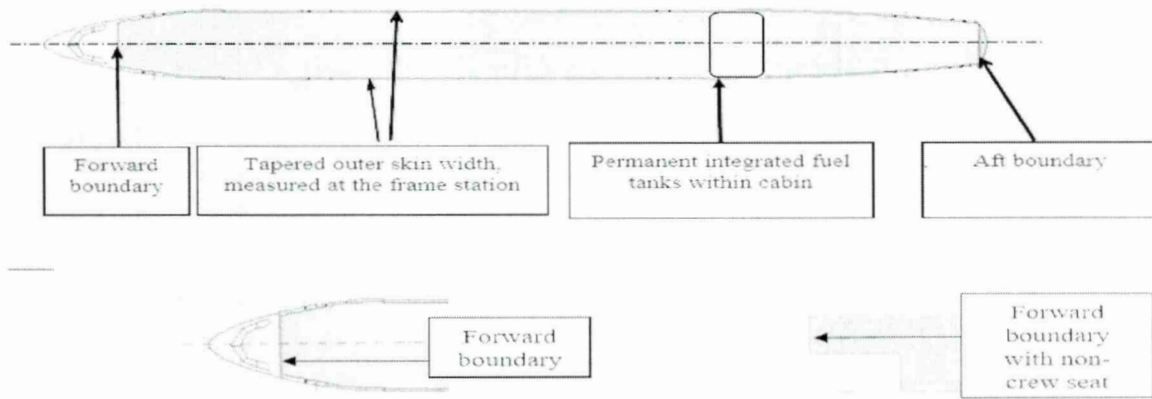


Figure A2-2. Longitudinal View

MINISTER OF TRANSPORT
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

BUDI KARYA SUMADI

Salinan sesuai dengan aslinya

Pt. KEPALA BIRO HUKUM,


YUSTINUS DANANG RUSDIHANTO