



**MENTERI PERHUBUNGAN  
REPUBLIK INDONESIA**

**PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA**

**NOMOR : PM 45 TAHUN 2014**

**TENTANG**

**PERUBAHAN ATAS KEPUTUSAN MENTERI PERHUBUNGAN  
NOMOR KM 25 TAHUN 2001 TENTANG PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN  
SIPIB BAGIAN 23 (*CIVIL AVIATION SAFETY REGULATIONS PART 23*) TENTANG  
RANCANG BANGUN STANDAR KELAIKAN UDARA UNTUK PESAWAT UDARA  
KATEGORI NORMAL, UTILITI, AKROBATIK DAN KOMUTER  
(*AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL, UTILITY, ACROBATIC, AND  
COMMUTER CATEGORY AIRLINES*)**

**DENGAN RAHMAT TUHAN YANG MAHA ESA**

**MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA,**

- Menimbang :
- a. bahwa ketentuan Rancang Bangun Standar Kelaikan Udara Untuk Pesawat Udara Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik dan Komuter telah diatur dalam Keputusan Menteri Perhubungan Nomor KM 25 Tahun 2001 tentang Rancang Bangun Standar Kelaikan Udara Untuk Pesawat Udara Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik dan Komuter;
  - b. bahwa guna mengikuti standar Internasional ICAO Annex 8 yang berhubungan dengan kelaikudaraan dan memfasilitasi regulasi yang berhubungan dengan perkembangan teknologi kedirgantaraan, serta menyediakan regulasi yang memadai bagi pabrikan pesawat udara, maka perlu dilakukan perubahan terhadap ketentuan mengenai Rancang Bangun Standar Kelaikan Udara Untuk Pesawat Udara Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik dan Komuter tersebut;
  - c. bahwa berdasarkan pertimbangan sebagaimana dimaksud dalam huruf a dan b, perlu menetapkan Peraturan Menteri Perhubungan Tentang Perubahan Atas Keputusan Menteri Perhubungan Nomor KM 25 Tahun 2001 Tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 23 (*Civil Aviation Safety Regulations Part 23*) Tentang Rancang Bangun Standar Kelaikan Udara Untuk Pesawat Udara Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik Dan Komuter (*Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airlines*);

- Mengingat : 1. Undang-Undang Nomor 1 Tahun 2009 tentang Penerbangan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2009 Nomor 1, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 4956);
2. Peraturan Pemerintah Nomor 3 Tahun 2001 tentang Keamanan dan Keselamatan Penerbangan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2001 Nomor 9, Tambahan Lembaran Negara Nomor 4075);
3. Peraturan Presiden Nomor 47 Tahun 2009 tentang Pembentukan dan Organisasi Kementerian Negara Republik Indonesia sebagaimana telah diubah terakhir dengan Peraturan Presiden Nomor 13 Tahun 2014;
4. Peraturan Presiden Nomor 24 Tahun 2010 tentang Kedudukan, Tugas dan Fungsi Kementerian Negara Serta Susunan Organisasi, Tugas, dan Fungsi Eselon 1 Kementerian Negara sebagaimana telah diubah terakhir dengan Peraturan Presiden Nomor 14 Tahun 2014;
5. Keputusan Menteri Perhubungan Nomor KM 25 Tahun 2001 tentang Rancang Bangun Standar Kelaikan Udara Untuk Pesawat Udara Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik dan Komuter;
6. Peraturan Menteri Perhubungan Nomor KM 60 Tahun 2010 tentang Organisasi dan Tata Kerja Kementerian Perhubungan sebagaimana telah diubah terakhir dengan Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 68 Tahun 2013;
7. Peraturan Menteri Perhubungan Nomor 41 Tahun 2011 tentang Organisasi dan Tata Kerja Kantor Otoritas Bandar Udara;
8. Peraturan Menteri Nomor 63 Tahun 2011 tentang Kriteria, Tugas dan Wewenang Inspektur Penerbangan sebagaimana telah diubah terakhir dengan Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 98 Tahun 2011;

#### M E M U T U S K A N

- Menetapkan : PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN TENTANG PERUBAHAN ATAS KEPUTUSAN MENTERI PERHUBUNGAN NOMOR KM 25 TAHUN 2001 TENTANG PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 23 (*CIVIL AVIATION SAFETY REGULATIONS PART 23*) TENTANG RANCANG BANGUN STANDAR KELAIKAN UDARA UNTUK PESAWAT UDARA KATEGORI NORMAL, UTILITI, AKROBATIK DAN KOMUTER (*AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL, UTILITY, ACROBATIC, AND COMMUTER CATEGORY AIRLINES*).

#### Pasal I

Beberapa ketentuan dalam Lampiran Keputusan Menteri Perhubungan Nomor KM 25 Tahun 2001 tentang Rancang Bangun Standar Kelaikan Udara untuk Pesawat Udara Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik dan Komuter, diubah dan ditambah sebagaimana tercantum dalam lampiran Peraturan yang merupakan bagian tidak terpisahkan dari peraturan ini.

## Pasal II

Peraturan Menteri ini mulai berlaku pada tanggal diundangkan.

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

Ditetapkan di Jakarta  
pada tanggal 12 September 2014

MENTERI PERHUBUNGAN,  
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

E.E. MANGINDAAN

Diundangkan di Jakarta  
pada tanggal 16 September 2014

MENTERI HUKUM DAN HAK ASASI MANUSIA  
REPUBLIK INDONESIA,

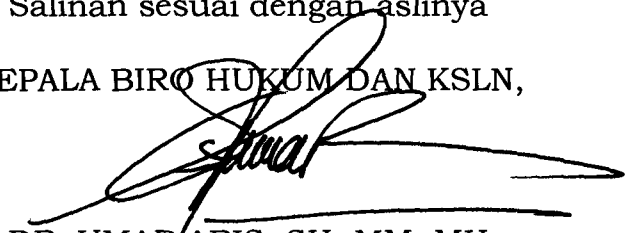
ttd

AMIR SYAMSUDIN

BERITA NEGARA REPUBLIK INDONESIA TAHUN 2014 NOMOR 1317

Salinan sesuai dengan aslinya

KEPALA BIRO HUKUM DAN KSLN,



DR. UMAR ARIS, SH, MM, MH  
Pembina Utama Muda (IV/c)  
NIP. 19630220 198903 1 001

Lampiran Peraturan Menteri Perhubungan  
Nomor : PM 45 Tahun 2014  
Tanggal : 12 September 2014

---

1. Menambah ketentuan Sub Bagian A-23.0 sebelum Sub Bagian A-23.1 yang berbunyi sebagai berikut :

23.0 Referensi Peraturan (*Regulatory Reference*)

Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil (PKPS) Bagian 23 ini merupakan peraturan pelaksanaan dari Standar Kelaikudaraan : Kategori Normal, Utiliti, Akrobatik, dan Komuter sebagaimana diatur dalam Pasal 18 Bab VI “Rancang Bangun dan Produksi Pesawat Udara” Undang-Undang Nomor 1 Tahun 2009 tentang Penerbangan (*This Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 23 sets the implementing rules of Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes as required by Aviation Act Number 1, 2009 Chapter VI “Aircraft Design and Production” Article 18*).

2. Mengubah ketentuan pada pada Sub Bagian A-23.3 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.3 Kategori Pesawat Udara (*Airplane Categories*)

- (d) Kategori komuter terbatas pada pesawat terbang dengan mesin banyak yang memiliki pengaturan tempat duduk 19 kursi atau kurang, tidak termasuk kursi pilot, dan berat maksimum lepas landas 19.000 pon atau kurang. Pengoperasian kategori komuter terbatas pada setiap kejadian manuver untuk penerbangan normal, stalls (tidak termasuk *whip stalls*) dan *steep turns*, dimana sudutnya tidak melebihi 60 derajat (*The commuter category is limited to multiengine airplanes that have a seating configuration, excluding pilot seats, of 19 or less, and a maximum certificated takeoff weight of 19,000 pounds or less. The commuter category operation is limited to any maneuver incident to normal flying, stalls (except whip stalls), and steep turns, in which the angle of bank is not more than 60 degrees*).

3. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.45 huruf (h), sehingga berbunyi sebagai berikut :

KINERJA (*PERFORMANCE*)

23.45 Umum (*General*)

- (h) Untuk pesawat jet bermesin banyak dengan berat lebih dari 6.000 pon untuk kategori normal, utility dan akrobatik serta pesawat terbang kategori komuter, ketentuan berikut juga berlaku (*For multiengine jets weighing over 6,000 pounds in the normal, utility, and acrobatic category and commuter category airplanes, the following also apply*):



- (1) Kecuali telah disebutkan sebelumnya, pemohon harus memilih konfigurasi lepas landas, jelajah, pendekatan dan pendaratan untuk pesawat terbang (*Unless otherwise prescribed, the applicant must select the takeoff, enroute, approach, and landing configurations for the airplane*).
- (2) Konfigurasi pesawat terbang dapat berbeda-beda pada berat, ketinggian, dan suhu, tergantung pada tingkat mana mereka sesuai dengan prosedur pengoperasian yang diatur pada huruf (h) (3) Bagian ini (*The airplane configuration may vary with weight, altitude, and temperature, to the extent that they are compatible with the operating procedures required by paragraph (h)(3) of this part*).
- (3) Kecuali telah diatur sebelumnya, dalam menentukan *critical-engine-inoperative takeoff performance, takeoff flight path*, jarak *accelerate-stop*, perubahan konfigurasi pesawat terbang, kecepatan, dan tenaga harus dibuat sesuai dengan prosedur yang dimiliki oleh pemohon untuk pelayanan pengoperasian (*Unless otherwise prescribed, in determining the critical-engine-inoperative takeoff performance, takeoff flight path, and accelerate-stop distance, changes in the airplane's configuration, speed, and power must be made in accordance with procedures established by the applicant for operation in service*).
- (4) Prosedur untuk pelaksanaan *discontinued approaches and balked landings* yang berkaitan dengan persyaratan pada butir 23.67 (c) (4) dan 23.77(c) harus ditetapkan (*Procedures for the execution of discontinued approaches and balked landings associated with the conditions prescribed in 23.67(c)(4) and 23.77(c) must be established* ).
- (5) Prosedur yang ditetapkan berdasarkan paragraf (h) (3) dan (h) (4) Bagian ini harus (*The procedures established under paragraphs (h)(3) and (h)(4) of this part must*):
  - (i) Dapat secara konsisten dilaksanakan oleh kru dengan kemampuan rata-rata pada kondisi atmosfer sebagaimana biasanya terjadi pada saat pengoperasian (*Be able to be consistently executed by a crew of average skill in atmospheric conditions reasonably expected to be encountered in service*);
  - (ii) Menggunakan metode atau peralatan yang aman dan terpercaya (*Use methods or devices that are safe and reliable*); dan (*and*)
  - (iii) Termasuk biaya untuk setiap waktu keterlambatan yang mungkin terjadi pada saat pelaksanaan prosedur ini (*Include allowance for any reasonably expected time delays in the execution of the procedures*).

4. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B- 23.49 huruf (a) dan (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.49 Kecepatan *Stalling* (*Stalling Speed*)

- (a)  $V_{SO}$  (konfigurasi sirip pesawat terbang untuk pendaratan) dan  $V_{S1}$  adalah kecepatan *stalling* atau kecepatan stabil pada saat terbang, dalam satuan knot (CAS), dimana pesawat terbang dikendalikan dengan ( *$V_{SO}$ (maximum landing flap configuration) and  $V_{S1}$  are the stalling speeds or the minimum steady flight speeds, in knots (CAS), at which the airplane is controllable with)-*
- (1) Untuk pesawat terbang dengan mesin *reciprocating*, mesin siaga, katup tertutup atau pada saat keadaan tidak lebih dari kebutuhan tenaga untuk daya dorong nol pada saat kecepatan maksimal 110 persen dari kecepatan *stalling* (*For reciprocating engine powered airplanes, the engine(s) idling, the throttle(s) closed or at not more than the power necessary for zero thrust at a speed not more than 110 percent of the stalling speed*);
  - (2) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin turbin, daya dorong tidak lebih besar dari nol pada kecepatan *stalling* atau, jika daya dorong yang dihasilkan tidak cukup besar berpengaruh pada kecepatan *stalling*, dengan keadaan mesin siaga dan katup tertutup (*For turbine engine powered airplanes, the propulsive thrust not greater than zero at the stalling speed, or, if the resultant thrust has no appreciable effect on the stalling speed, with engine(s) idling and throttle(s) closed*);
  - (3) Baling-baling pesawat terbang pada posisi lepas landas (*The propeller(s) in the takeoff position*);
  - (4) Pesawat terbang dalam keadaan siap dites, dimana  $V_{SO}$  dan  $V_{S1}$  sedang digunakan (*The airplane in the condition existing in the test, in which  $V_{SO}$  and  $V_{S1}$  are being used*);
  - (5) Pusat daya gravitasi pada posisi yang menghasilkan nilai  $V_{SO}$  and  $V_{S1}$  tertinggi (*The center of gravity in the position that results in the highest value of  $V_{SO}$  and  $V_{S1}$* ); dan (*and*)
  - (6) Berat yang digunakan pada saat  $V_{SO}$  and  $V_{S1}$  dihitung sebagai faktor penentu kesesuaian dengan standar kinerja yang dibutuhkan (*The weight used when  $V_{SO}$  and  $V_{S1}$  are being used as a factor to determine compliance with a required performance standard*).
- (c) Kecuali seperti diatur dalam huruf (d) paragraf ini,  $V_{SO}$  pada berat maksimum tidak boleh melebihi 61 knot untuk (*Except as provided in paragraph (d) of this section,  $V_{SO}$  at maximum weight may not exceed 61 knots for*) —
- (1) Pesawat terbang bermesin tunggal (*Single engine airplanes*); dan (*and*)

- (2) Pesawat bermesin banyak dengan berat maksimum 6.000 pon atau kurang yang tidak dapat memenuhi standar *minimum rate of climb* sebagaimana diatur dalam paragraf 23.67(a)(1) dengan kondisi mesin kritis tidak berlaku (*Multiengine airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight that cannot meet the minimum rate of climb specified in sec.23.67(a)(1) with the critical engine inoperative*).
5. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.51 huruf (b) dan (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.51 Kecepatan Lepas Landas (*Takeoff Speeds*)

- (b) Untuk pesawat terbang kategori normal, utility, dan akrobatik, kecepatan pada ketinggian 50 kaki di atas level permukaan lepas landas tidak boleh kurang dari (*For normal, utility, and acrobatic category airplanes, the speed at 50 feet above the takeoff surface level must not be less than*):
- (1) Untuk pesawat terbang bermesin banyak, nilai maksimal untuk (*For multiengine airplanes, the highest of*)—
- (i) Kecepatan yang dianggap aman untuk penerbangan lanjutan (atau pendaratan darurat, jika ada) pada kondisi yang diperkirakan termasuk keadaan turbulensi dan kegagalan penuh pada mesin (*A speed that is shown to be safe for continued flight (or emergency landing, if applicable) under all reasonably expected conditions, including turbulence and complete failure of the critical engine*);
- (ii) 1.10 VMC (*1.10 VMC*); atau (*or*)
- (iii) 1.20 VS1 (*1.20 VS1*).
- (2) Untuk pesawat terbang bermesin tunggal, lebih dari nilai (*For single engine airplanes, the higher of*)—
- (i) Kecepatan yang dianggap aman dalam keadaan yang diperkirakan termasuk keadaan turbulensi dan kegagalan penuh pada mesin (*A speed that is shown to be safe under all reasonably expected conditions, including turbulence and complete engine failure*); atau (*or*)
- (ii) 1.20 VS1 (*1.20 VS1*).
- (c) Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utility dan akrobatik yang lebih berat 6.000 pon dari berat maksimum dan pesawat terbang kategori komuter, ketentuan berikut berlaku (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, the following apply*):
- (1) V1 harus ditetapkan dengan menghitung VEF sebagai berikut (*V1 must be established in relation to VEF as follows*):

- (i) VEF adalah kecepatan udara terkalibrasi dimana mesin utama dianggap gagal. VEF harus ditentukan oleh pemohon namun tidak boleh kurang dari 1.05 VMC yang ditentukan pada 23.149(b) atau, sesuai pilihan pemohon, tidak kurang dari VMCG yang ditentukan pada 23.149(f) *(VEF is the calibrated airspeed at which the critical engine is assumed to fail. VEF must be selected by the applicant but must not be less than 1.05 VMC determined under sec.23.149(b) or, at the option of the applicant, not less than VMCG determined under sec. 23.149(f)).*
  - (ii) Kecepatan lepas landas, V1, adalah kecepatan udara terkalibrasi di darat dimana, sebagai hasil dari kegagalan mesin atau sebab lain, pilot diasumsikan akan membuat keputusan untuk melanjutkan atau menghentikan lepas landas. Kecepatan lepas landas, V1, ditentukan oleh pemohon namun tidak boleh kurang dari VEF ditambah kecepatan yang dihasilkan dengan tidak beroperasinya mesin utama selama interval waktu antara keadaan saat mesin utama gagal dan keadaan dimana pilot mengenali dan bereaksi terhadap kegagalan mesin, seperti ditunjukkan penerapan pilot pada alat penghambat pertama saat penentuan *accelerate-stop* di 23.55 *(The takeoff decision speed, V1, is the calibrated airspeed on the ground at which, as a result of engine failure or other reasons, the pilot is assumed to have made a decision to continue or discontinue the takeoff. The takeoff decision speed, V1, must be selected by the applicant but must not be less than VEF plus the speed gained with the critical engine inoperative during the time interval between the instant at which the critical engine is failed and the instant at which the pilot recognizes and reacts to the engine failure, as indicated by the pilot's application of the first retarding means during the accelerate-stop determination of sec. 23.55).*
- (2) Kecepatan rotasi, VR, dalam kecepatan terkalibrasi, harus ditentukan oleh pemohon dan tidak boleh kurang dari nilai maksimum berikut *(The rotation speed, VR, in terms of calibrated airspeed, must be selected by the applicant and must not be less than the greatest of the following):*
- (i) V1;
  - (ii) 1.05 VMC yang ditentukan pada 23.149(b) *(1.05 VMC determined under sec.23.149(b))*;
  - (iii) 1.10 VSI *(1.10 VSI)*; atau (or)
  - (iv) Kecepatan yang memungkinkan kecepatan *climb-out* pertama dapat tercapai, V2, sebelum mencapai ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas sesuai dengan 23.57(c)(2) *(The speed that allows attaining the initial climb-out speed, V2, before reaching a height of 35 feet above the takeoff surface in accordance with sec. 23.57(c)(2)).*

- (3) Untuk setiap persyaratan yang diberikan, seperti berat, ketinggian, suhu dan konfigurasi, nilai tunggal dari VR harus dapat digunakan untuk menunjukkan kesesuaian dengan persyaratan lepas landas pada keadaan satu mesin tidak beroperasi dan semua mesin beroperasi (*For any given set of conditions, such as weight, altitude, temperature, and configuration, a single value of VR must be used to show compliance with both the one engine inoperative takeoff and all engines operating takeoff requirements*).
- (4) Kecepatan lepas landas yang man, V2, pada kecepatan udara terkalibrasi, harus ditentukan oleh pemohon sehingga memungkinkan tanjakan pada saat pesawat terbang naik seperti diatur pada 23.67 (c)(1) dan (c)(2), namun tidak boleh kurang dari 1.10 VMC atau kurang dari 1.20 VS1 (*The takeoff safety speed, V2, in terms of calibrated airspeed, must be selected by the applicant so as to allow the gradient of climb required in sec.23.67 (c)(1) and (c)(2) but must not be less than 1.10 VMC or less than 1.20 VS1*).
- (5) Jarak lepas landas dalam keadaan satu mesin tidak beroperasi, menggunakan nilai rotasi normal pada kecepatan 5 knot kurang dari VR, ditetapkan sesuai dengan (c) (2) Bagian ini, harus ditunjukkan tidak melebihi jarak lepas landas dalam keadaan satu mesin tidak beroperasi, ditetapkan sesuai dengan 23.57 dan 23.59(a)(1) menggunakan VR yang ditetapkan. Sebaliknya, lepas landas yang dilakukan sesuai dengan 23.57, harus dilanjutkan secara aman dari titik dimana pesawat pada ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas dan pada kecepatan kurang dari V2 yang ditetapkan dikurangi 5 knot (*The one engine inoperative takeoff distance, using a normal rotation rate at a speed 5 knots less than VR, established in accordance with paragraph (c)(2) of this part, must be shown not to exceed the corresponding one engine inoperative takeoff distance, determined in accordance with sec. sec.23.57 and 23.59(a)(1), using the established VR. The takeoff, otherwise performed in accordance with sec.23.57, must be continued safely from the point at which the airplane is 35 feet above the takeoff surface and at a speed not less than the established V2 minus 5 knots*).
- (6) Pemohon harus menunjukkan, dengan semua mesin beroperasi, bahwa peningkatan pada jarak lepas landas yang diatur, ditentukan sesuai dengan 23.59(a)(2), tidak dihasilkan dari over-rotation dari pesawat terbang atau kondisi out-of-trim (*The applicant must show, with all engines operating, that marked increases in the scheduled takeoff distances, determined in accordance with sec.23.59(a)(2), do not result from over-rotation of the airplane or out-of-trim conditions*).

6. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.53 huruf (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.53 Kinerja Lepas Landas (*Takeoff Performance*)

- (c) Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utility dan akrobatik yang lebih berat 6.000 pon dari berat maksimum dan pesawat terbang kategori komuter, kinerja lepas landas, sebagaimana dipersyaratkan dalam 23.55 sampai 23.59, harus ditentukan dengan mesin beroperasi dalam batasan-batasan pengoperasian yang disetujui (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, takeoff performance, as required by sec. sec.23.55 through 23.59, must be determined with the operating engine(s) within approved operating limitations*).

7. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.55, sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.55 Jarak Accelerate-stop (*Accelerate-stop Distance*)

Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utility dan akrobatik yang lebih berat 6.000 pon dari berat maksimum dan pesawat terbang kategori komuter, jarak *accelerate-stop* harus ditentukan sebagai berikut (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, the accelerate-stop distance must be determined as follows*) :

- (a) Jarak *accelerate-stop* adalah jumlah dari jarak yang diperlukan untuk (*The accelerate-stop distance is the sum of the distances necessary to*) -
- (1) Mempercepat pesawat terbang dari posisi *standing start* sampai VEF dengan seluruh mesin beroperasi (*Accelerate the airplane from a standing start to VEF with all engines operating*);
  - (2) Mempercepat pesawat terbang dari VEF ke V1, diasumsikan bahwa mesin utama mengalami kegagalan pada VEF (*Accelerate the airplane from VEF to V1, assuming the critical engine fails at VEF*); dan (*and*)
  - (3) Mencapai titik *full stop* mulai dari titik dimana V1 tercapai (*Come to a full stop from the point at which V1 is reached*).
- (b) Berarti selain rem roda dapat digunakan untuk menentukan jarak *accelerate-stop* jika hal tersebut (*Means other than wheel brakes may be used to determine the accelerate-stop distances if that means*) -
- (1) Aman dan dapat diandalkan (*Is safe and reliable*);
  - (2) Digunakan sehingga memberikan hasil yang konsisten dalam keadaan pengoperasian secara normal (*Is used so that consistent results can be expected under normal operating conditions*); dan (*and*)

- (3) Dalam keadaan dimana ketrampilan luar biasa tidak dibutuhkan untuk mengendalikan pesawat terbang (*Is such that exceptional skill is not required to control the airplane*).

8. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.57 sehingga berbunyi sebagai berikut :

#### 23.57 Jalur Lepas Landas (*Takeoff Path*)

Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utility dan akrobatik yang lebih berat 6.000 pon dari berat maksimum dan pesawat terbang kategori komuter, jalur lepas landas harus ditentukan sebagai berikut (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, the takeoff path is as follows*):

- (a) Jalur lepas landas diperpanjang mulai dari titik *standing start* sampai dengan titik lepas landas dimana pesawat terbang berada di ketinggian 1500 kaki di atas permukaan lepas landas atau berada di bawah dimana ketinggian transisi dari konfigurasi lepas landas sampai jelajah harus dipenuhi (*The takeoff path extends from a standing start to a point in the takeoff at which the airplane is 1500 feet above the takeoff surface at or below which height the transition from the takeoff to the enroute configuration must be completed*); dan (*and*)
- (1) Jalur lepas landas harus berdasarkan prosedur yang diatur dalam 23.45 (*The takeoff path must be based on the procedures prescribed in sec.23.45*);
- (2) Pesawat terbang harus dipercepat di darat sampai dengan VEF dimana titik mesin utama harus dibuat tidak beroperasi dan tetap tidak dioperasikan selama keseluruhan proses lepas landas (*The airplane must be accelerated on the ground to VEF at which point the critical engine must be made inoperative and remain inoperative for the rest of the takeoff*); dan (*and*)
- (3) Setelah mencapai VEF, pesawat terbang harus dipercepat sampai dengan V2 (*After reaching VEF, the airplane must be accelerated to V2*).
- (b) Selama proses percepatan hingga tercapai kecepatan V2, roda hidung dapat diangkat terhadap tanah pada kecepatan tidak kurang dari VR. Bagaimanapun, penarikan roda pendaratan tidak boleh dilakukan sampai pesawat terbang telah benar-benar terangkat ke atas (*During the acceleration to speed V2, the nose gear may be raised off the ground at a speed not less than VR. However, landing gear retraction must not be initiated until the airplane is airborne*).
- (c) Selama penentuan jalur lepas landas, sesuai dengan huruf (a) dan (b) Bagian ini (*During the takeoff path determination, in accordance with paragraphs (a) and (b) of this part*) –

- (1) Sudut lekukan pada bagian jalur lepas landas saat pesawat terbang terangkat ke atas tidak boleh negative di titik manapun (*The slope of the airborne part of the takeoff path must not be negative at any point*);
  - (2) Pesawat terbang harus mencapai V2 sebelum berada di ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas, dan harus dilanjutkan pada kecepatan paling dekat dan paling mudah, namun tidak boleh kurang dari V2, sampai pesawat terbang berada 400 kaki di atas permukaan lepas landas (*The airplane must reach V2 before it is 35 feet above the takeoff surface, and must continue at a speed as close as practical to, but not less than V2, until it is 400 feet above the takeoff surface*);
  - (3) Pada setiap titik pada jalur lepas landas, dimulai pada titik dimana pesawat terbang mencapai ketinggian 400 kaki di atas permukaan lepas landas, tanjakan yang ada pada saat pesawat terbang naik, tidak boleh kurang dari (*At each point along the takeoff path, starting at the point at which the airplane reaches 400 feet above the takeoff surface, the available gradient of climb must not be less than*) -
    - (i) 1.2 persen untuk pesawat terbang bermesin ganda (*1.2 percent for two engine airplanes*);
    - (ii) 1.5 persen untuk pesawat terbang bermesin tiga (*1.5 percent for three engine airplanes*);
    - (iii) 1.7 persen untuk pesawat terbang bermesin empat (*1.7 percent for four engine airplanes*); dan (*and*)
  - (4) Kecuali untuk penarikan roda dan baling-baling yang otomatis berputar, konfigurasi pesawat terbang tidak boleh diubah, dan pilot boleh mengambil tindakan sepanjang tidak mengubah tenaga, sampai pesawat terbang berada pada ketinggian 400 kaki di atas permukaan lepas landas (*Except for gear retraction and automatic propeller feathering, the airplane configuration must not be changed, and no change in power that requires action by the pilot may be made, until the airplane is 400 feet above the takeoff surface*).
- (d) Jalur lepas landas hingga ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas harus ditentukan dengan lepas landas yang didemonstrasikan secara berkelanjutan (*The takeoff path to 35 feet above the takeoff surface must be determined by a continuous demonstrated takeoff*).
  - (e) Jalur lepas landas hingga ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas harus ditentukan dengan sintesis dari setiap segmen (*The takeoff path to 35 feet above the takeoff surface must be determined by synthesis from segments*); dan (*and*)
    - (1) Setiap segmen harus dijelaskan secara lengkap dan harus berhubungan dengan perubahan pada konfigurasi, tenaga dan kecepatan (*The segments must be clearly defined and must be related to distinct changes in configuration, power, and speed*);



- (2) Berat pesawat terbang, konfigurasi dan tenaga harus diasumsikan konstan selama setiap segmen dan harus berhubungan dengan kondisi paling penting yang biasa terjadi pada segmen tersebut (*The weight of the airplane, the configuration, and the power must be assumed constant throughout each segment and must correspond to the most critical condition prevailing in the segment*); dan (and)
- (3) Jalur penerbangan lepas landas harus didasarkan pada kinerja pesawat terbang tanpa menggunakan efek darat (*The takeoff flight path must be based on the airplane's performance without utilizing ground effect*).

9. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.59 sehingga berbunyi sebagai berikut :

**23.59 Jarak Lepas Landas dan *Takeoff Run* (*Takeoff Distance and Takeoff Run*)**

Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utility dan akrobatik yang lebih berat 6.000 pon dari berat maksimum dan pesawat terbang kategori komuter, jarak lepas landas dan *takeoff run*, harus ditentukan (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, the takeoff distance and, at the option of the applicant, the takeoff run, must be determined*).

- (a) Jarak lepas landas lebih besar dari (*Takeoff distance is the greater of*) -
  - (1) Jarak horizontal sepanjang jalur lepas landas mulai dari awalan lepas landas sampai titik dimana pesawat terbang berada di ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas sebagaimana ditentukan dalam 23.57 (*The horizontal distance along the takeoff path from the start of the takeoff to the point at which the airplane is 35 feet above the takeoff surface as determined under sec.23.57*); atau (or)
  - (2) Dengan semua mesin beroperasi, 115 persen dari jarak horizontal mulai dari awalan lepas landas sampai titik dimana pesawat terbang berada di ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas, ditentukan dengan prosedur sesuai dengan 23.57 (*With all engines operating, 115 percent of the horizontal distance from the start of the takeoff to the point at which the airplane is 35 feet above the takeoff surface, determined by a procedure consistent with sec. 23.57*).
- (b) Jika jarak lepas landas termasuk *clearway*, maka jarak *takeoff run* lebih dari (*If the takeoff distance includes a clearway, the takeoff run is the greater of*) -
  - (1) Jarak horizontal sepanjang jalur lepas landas mulai dari awal lepas landas hingga titik yang sama jauhnya antara titik angkat dan titik dimana pesawat udara berada pada ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas sebagaimana ditentukan pada angka 23.57; atau (*The horizontal distance along the takeoff path from the start of the takeoff to a point equidistant between the liftoff point and the*

*point at which the airplane is 35 feet above the takeoff surface as determined under sec.23.57; or)*

- (2) Dengan semua mesin beroperasi, 115 persen dari jarak horizontal mulai dari awal lepas landas hingga titik yang sama jauhnya antara titik angkat dan titik dimana pesawat udara berada pada ketinggian 35 kaki di atas permukaan lepas landas, ditentukan dengan procedure yang konsisten dengan angka 23.57. *(With all engines operating, 115 percent of the horizontal distance from the start of the takeoff to a point equidistant between the liftoff point and the point at which the airplane is 35 feet above the takeoff surface, determined by a procedure consistent with sec.23.57.)*

10. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B - 23.61, sehingga berbunyi sebagai berikut :

#### 23.61 Jalur Terbang Lepas Landas (*Takeoff Flight Path*)

Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utility, dan akrobatik dengan berat maksimum 6.000 pon dan pesawat terbang kategori komuter, jalur terbang lepas landas harus ditentukan sebagai berikut *(For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, the takeoff flight path must be determined as follows):*

- (a) Jalur terbang lepas landas dimulai 35 kaki di atas permukaan lepas landas pada ujung jarak lepas landas sesuai dengan ketentuan pada angka 23.59 *(The takeoff flight path begins 35 feet above the takeoff surface at the end of the takeoff distance determined in accordance with sec. 23.59).*
- (b) Data jalur terbang lepas landas yang pasti harus ditentukan sehingga data tersebut benar-benar menampilkan jalur-jalur terbang lepas landas yang actual, sesuai diatur dalam ketentuan angka 23.57 dan paragraf (a) pada bagian ini, berkurang setiap poin dengan tanjakan pada saat naik senilai dengan *(The net takeoff flight path data must be determined so that they represent the actual takeoff flight paths, as determined in accordance with sec.23.57 and with paragraph (a) of this part, reduced at each point by a gradient of climb equal to -)*
- (1) 0,8 persen untuk pesawat terbang bermesin ganda *(0.8 percent for two engine airplanes);*
  - (2) 0,9 persen untuk pesawat terbang bermesin tiga; dan *(0.9 percent for three engine airplanes; and)*
  - (3) 1,0 persen untuk pesawat terbang bermesin empat *(1.0 percent for four engine airplanes.)*
- (c) Pengurangan pada tanjakan pada saat naik tersebut tersebut dapat diterapkan sejalan dengan pengurangan pada akselerasi sepanjang bagian jalur terbang lepas landas dimana pesawat terbang dipercepat pada level terbang. *(The prescribed reduction in climb gradient may be applied as an equivalent reduction in acceleration along that part of the takeoff flight path at which the airplane is accelerated in level flight.)*

11. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B - 23.63 huruf (c) dan (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.63 Climb: General

- (c) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin bolak-balik dengan berat maksimum lebih dari 6.000 pon, pesawat terbang bermesin turbin tunggal dan turbin banyak dengan berat 6000 pon atau kurang dari berat maksimum untuk kesesuaian persyaratan bagi kategori normal, utility, dan akrobatik harus dapat ditunjukkan sebagai fungsi ketinggian dan suhu bandar udara, sesuai batas pengoperasian yang telah ditetapkan untuk lepas landas dan pendaratan (*For reciprocating engine-powered airplanes of more than 6,000 pounds maximum weight, single-engine turbines, and multiengine turbine airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight in the normal, utility, and acrobatic category, compliance must be shown at weights as a function of airport altitude and ambient temperature, within the operational limits established for takeoff and landing, respectively, with—*)
- (d) Untuk pesawat terbang bermesin turbin banyak dengan berat maksimum 6000 pon dalam kategori normal, utility, akrobatik dan komuter, kesesuaian harus dapat ditunjukkan pada berat sebagai fungsi ketinggian dan suhu bandar udara, sesuai batas pengoperasian yang telah ditetapkan untuk lepas landas dan pendaratan (*For multiengine turbine airplanes over 6,000 pounds maximum weight in the normal, utility, and acrobatic category and commuter category airplanes, compliance must be shown at weights as a function of airport altitude and ambient temperature within the operational limits established for takeoff and landing, respectively, with—*)
  - (1) Angka 23.67 huruf (c) poin (1), poin (2), dan poin (3) untuk lepas landas; dan (*Sec. sec. 23.67(c)(1), 23.67(c)(2), and 23.67(c)(3) for takeoff;*) and
  - (2) Angka 23.67 huruf (c) poin (3) dan poin (4) untuk pendaratan (*Sec. sec. 23.67(c)(3), 23.67(c)(4), and 23.77(c) for landing*).

12. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.65 huruf (b), sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.65 Climb : Seluruh Mesin Beroperasi (*Climb: All Engines Operating*)

- (b) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin bolak-balik dengan berat maksimum 6000 pon dalam kategori normal, utility, dan akrobatik, dengan mesin turbin tunggal dan mesin turbin banyak dengan berat maksimum 6000 pon atau kurang dalam kategori normal, utility, dan akrobatik harus memiliki *gradient of climb* yang stabil setelah lepas landas, paling sedikit 4 persen dengan (*Each normal, utility, and acrobatic category reciprocating engine-powered airplane of more than 6,000 pounds maximum weight, single-engine turbine, and multiengine turbine airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight in the*

*normal, utility, and acrobatic category must have a steady gradient of climb after takeoff of at least 4 percent with)*

- (1) Tenaga lepas landas pada setiap mesin (*Take off power on each engine*);
- (2) Roda pendaratan diperpanjang, kecuali jika roda tersebut dapat ditarik tidak lebih dari 7 detik, pengujian dapat dilakukan dalam keadaan roda ditarik (*The landing gear extended, except that if the landing gear can be retracted in not more than seven seconds, the test may be conducted with the gear retracted*);
- (3) Sayap mengayun pada posisi lepas landas (*wing flaps in the takeoff position(s)*); dan (*and*)
- (4) Kecepatan naik dijelaskan pada angka 23.65 huruf (a) poin (4) (*A climb speed as specified in sec. 23.65(a)(4)*).

13. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.67 huruf (b) dan (c), dan menambah ketentuan huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (b) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin bolak-balik dengan berat maksimum 6000 pon dalam kategori normal, utility, dan akrobatik, serta pesawat bermesin *turbo-propeller* kategori normal, utility dan akrobatik (*For normal, utility, and acrobatic category reciprocating engine-powered airplanes of more than 6,000 pounds maximum weight, and turbopropeller-powered airplanes in the normal, utility, and acrobatic category—*)
- (1) *Gradient of climb* yang stabil pada ketinggian 400 kaki di atas lepas landas, tidak boleh kurang dari 1 persen dengan (*The steady gradient of climb at an altitude of 400 feet above the takeoff must be no less than 1 percent with the—*)
    - (i) Mesin utama tidak beroperasi dan baling-balingnya pada posisi tarikan minimum (*Critical engine inoperative and its propeller in the minimum drag position*);
    - (ii) Mesin lainnya pada posisi tenaga lepas landas (*Remaining engine(s) at takeoff power*);
    - (iii) Roda pendaratan ditarik (*Landing gear retracted*);
    - (iv) *Wing flaps* pada posisi lepas landas (*Wing flaps in the takeoff position(s)*; dan (*and*))
    - (v) Kecepatan naik sama dengan kecepatan yang dicapai pada ketinggian 50 kaki saat demonstrasi di 23.53 (*Climb speed equal to that achieved at 50 feet in the demonstration of 23.53*).
  - (2) *Gradient of climb* yang stabil tidak boleh kurang dari 0,75 persen pada ketinggian 1500 kaki di atas permukaan lepas landas, atau permukaan pendaratan, yang sesuai dengan (*The steady gradient of climb must not be less than 0.75 percent at an altitude of 1,500 feet above the takeoff surface, or landing surface, as appropriate, with the—*)
    - (i) Mesin utama tidak beroperasi dan baling-balingnya pada posisi tarikan minimum (*Critical engine inoperative and its propeller in the minimum drag position*);
    - (ii) Mesin lainnya pada posisi tidak boleh lebih dari tenaga maksimum berkelanjutan (*Remaining engine(s) at not more than maximum continuous power*);
    - (iii) Roda pendaratan ditarik (*Landing gear retracted*);

- (iv) *Wing flaps ditarik (Wing flaps retracted); dan (and);*
  - (v) *Kecepatan naik tidak boleh kurang dari VS1 (Climb speed not less than 1.2 VS1).*
- (c) Untuk pesawat jet kategori normal, utility, dan akrobatik dengan berat 6.000 pon atau berat kurang maksimum *For normal, utility, and acrobatic category jets of 6,000 pounds or less maximum weight—*
- (1) *Gradient of climb* yang stabil pada ketinggian 400 kaki di atas permukaan lepas landas tidak boleh kurang dari 1,2 persen dengan keadaan *(The steady gradient of climb at an altitude of 400 feet above the takeoff must be no less than 1.2 percent with the)—*
    - (i) Mesin utama tidak beroperasi *(Critical engine inoperative);*
    - (ii) Mesin lainnya pada posisi tenaga lepas landas *(Remaining engine(s) at takeoff power);*
    - (iii) Roda pendaratan ditarik *(Landing gear retracted);*
    - (iv) Wing flaps pada posisi lepas landas *(Wing flaps in the takeoff position(s)); dan (and)*
    - (v) Kecepatan naik sama dengan apa yang dicapai pada ketinggian 50 kaki pada saat demonstrasi di 23.53 *(Climb speed equal to that achieved at 50 feet in the demonstration of sec.23.53).*
  - (2) *Gradient of climb* yang stabil tidak bisa kurang dari 0,75 persen pada ketinggian 1.500 kaki di atas permukaan lepas landas atau permukaan pendaratan, yang sesuai dengan *(The steady gradient of climb may not be less than 0.75 percent at an altitude of 1,500 feet above the takeoff surface, or landing surface, as appropriate, with the )—*
    - (i) Mesin utama tidak beroperasi *(Critical engine inoperative);*
    - (ii) Mesin lainnya tidak lebih dari tenaga berkelanjutan *(Remaining engine(s) at not more than maximum continuous power );*
    - (iii) Roda pendaratan ditarik *(Landing gear retracted);*
    - (iv) *Wing Flaps ditarik (Wing flaps retracted ); dan (and)*
    - (v) Kecepatan naik tidak kurang dari 1.2 VS1 *(Climb speed not less than 1.2 VS1).*
- (d) Untuk pesawat jet lebih dari 6000 pon berat maksimum untuk kategori normal, utility, dan akrobatik serta pesawat terbang kategori komuter, berlaku hal-hal sebagai berikut *(For jets over 6,000 pounds maximum weight in the normal, utility and acrobatic category and commuter category airplanes, the following apply):*
- (1) Lepas landas; roda pendaratan ditarik. *Gradient of climb* yang stabil pada ketinggian permukaan lepas landas saat diukur harus positif untuk pesawat terbang bermesin dua, tidak kurang dari 0,3 persen untuk pesawat terbang bermesin tiga, atau 0,5 persen untuk pesawat bermesin empat dengan ketentuan *(Takeoff; landing gear extended. The steady gradient of climb at the altitude of the takeoff surface must be measurably positive for two-engine airplanes, not less than 0.3 percent for three-engine airplanes, or 0.5 percent for four-engine airplanes with )—*
    - (i) Mesin utama tidak beroperasi dan baling-balingnya pada posisi cepat dan secara otomatis diasumsikan *(The critical engine inoperative and its propeller in the position it rapidly and automatically assumes);*
    - (ii) Mesin lainnya pada tenaga lepas landas *(The remaining engine(s) at takeoff power);*

- (iii) Roda pendaratan diperpanjang dan semua pintu roda pendaratan terbuka (*The landing gear extended, and all landing gear doors open*);
  - (iv) *Wing flaps* berada pada posisi lepas landas (*The wing flaps in the takeoff position(s)*);
  - (v) Sayap diratakan (*The wings level*); dan (*and*)
  - (vi) Kecepatan naik sama dengan V2 (*A climb speed equal to V2*).
- (2) Lepas landas; roda pendaratan ditarik. Gradient of climb yang stabil pada ketinggian 400 kaki di atas permukaan lepas landas tidak boleh kurang dari 2,0 persen untuk pesawat terbang bermesin dua, 2,3 persen untuk pesawat terbang bermesin tiga, dan 2,6 persen untuk pesawat terbang bermesin empat, dengan (*Takeoff; landing gear retracted. The steady gradient of climb at an altitude of 400 feet above the takeoff surface must be not less than 2.0 percent of two-engine airplanes, 2.3 percent for three-engine airplanes, and 2.6 percent for four-engine airplanes with*) —
- (i) Mesin utama tidak beroperasi dan baling-baling pada posisi cepat dan secara otomatis diasumsikan (*The critical engine inoperative and its propeller in the position it rapidly and automatically assumes*);
  - (ii) Mesin lainnya pada posisi tenaga lepas landas (*The remaining engine(s) at takeoff power*);
  - (iii) Roda pendaratan ditarik (*The landing gear retracted*);
  - (iv) *Wing flaps* pada posisi lepas landas (*The wing flaps in the takeoff position(s)*);
  - (v) Kecepatan naik sama dengan V2 (*A climb speed equal to V2*).
- (3) *Enroute*. Gradient of climb stabil pada ketinggian 1500 kaki di atas permukaan lepas landas atau pendaratan, yang sesuai, tidak boleh kurang dari 1,2 persen untuk pesawat terbang bermesin dua, 1,5 persen untuk pesawat terbang bermesin tiga, dan 1,7 persen untuk pesawat terbang bermesin empat, dengan (*Enroute. The steady gradient of climb at an altitude of 1,500 feet above the takeoff or landing surface, as appropriate, must be not less than 1.2 percent for two-engine airplanes, 1.5 percent for three-engine airplanes, and 1.7 percent for four-engine airplanes with*)—
- (i) Mesin utama tidak beroperasi dan baling-baling pada posisi tarikan minim (*The critical engine inoperative and its propeller in the minimum drag position*);
  - (ii) Mesin lainnya pada posisi tidak lebih dari tenaga maksimal berkelanjutan (*The remaining engine(s) at not more than maximum continuous power*);
  - (iii) Roda pendaratan ditarik (*The landing gear retracted*);
  - (iv) *Wing flaps* ditarik (*The wing flaps retracted*); dan (*and*)
  - (v) Kecepatan naik tidak kurang dari 1.2 VS1 (*A climb speed not less than 1.2 VS1*).
- (4) *Discontinued approach*. Gradient of climb stabil pada ketinggian 400 kaki di atas permukaan lepas landas tidak boleh kurang dari 2,1 persen untuk pesawat terbang bermesin ganda, 2,4 persen untuk pesawat terbang bermesin tiga, dan 2,7 persen untuk pesawat terbang bermesin empat, dengan (*Discontinued approach. The steady gradient of climb at an altitude of 400 feet above the landing surface must be not less than 2.1 percent for two-engine airplanes, 2.4 percent for three-engine airplanes, and 2.7 percent for four-engine airplanes, with*) —

- (i) Mesin utama tidak beroperasi dan baling-baling pada posisi tarikan minimal (*The critical engine inoperative and its propeller in the minimum drag position*);
- (ii) Mesin lainnya pada posisi tenaga lepas landas (*The remaining engine(s) at takeoff power*);
- (iii) Roda pendaratan (*Landing gear retracted*);
- (iv) *Wing flaps* pada posisi pendekatan dimana VS1 untuk posisi ini tidak melebihi 110 persen untuk semua mesin yang dioperasikan pada posisi pendaratan (*Wing flaps in the approach position(s) in which VS1 for these position(s) does not exceed 110 percent of the VS1 for the related all-engines-operated landing position(s)*); and
- (v) Kecepatan pada saat naik kaitannya dengan prosedur pendaratan normal namun tidak melebihi 1.5 VS1 (*A climb speed established in connection with normal landing procedures but not exceeding 1.5 VS1*).

14. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.73, sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin bolak-balik berat maksimum 6000 pon dalam kategori normal, utiliti, dan akrobatik, kecepatan pendekatan pendaratan, VREF, tidak boleh kurang dari nilai VMC yang lebih besar, sebagaimana ditentukan dalam 23.149 huruf (b) dengan sayap mengayun pada posisi lepas landas yang paling jauh, dan 1.3 VS1 (*For normal, utility, and acrobatic category reciprocating engine-powered airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight, the reference landing approach speed, VREF, may not be less than the greater of VMC, determined in sec.23.149(b) with the wing flaps in the most extended takeoff position, and 1.3 VS1*).
- (b) Untuk pesawat terbang bertenaga turbin berat 6000 pon atau kurang dari berat maksimum untuk kategori normal, utiliti, dan akrobatik, pesawat *turboprops* dengan berat lebih dari 6000 pon berat maksimum, kecepatan pendekatan pendaratan, tidak boleh kurang dari nilai VMC yang lebih besar, ditentukan dalam 23.149 huruf (c) dan 1.3 VS1 (*For normal, utility, and acrobatic category turbine powered airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight, turboprops of more than 6,000 pounds maximum weight, and reciprocating engine-powered airplanes of more than 6,000 pounds maximum weight, the reference landing approach speed, VREF, may not be less than the greater of VMC, determined in sec.23.149(c), and 1.3 VS1*).
- (c) Untuk pesawat terbang jet dengan berat lebih dari 6000 pon berat maksimum untuk kategori normal, utility, dan akrobatik, dan kategori komuter, kecepatan pendekatan pendaratan, VREF, tidak boleh kurang dari nilai VMC 1.05 VMC yang lebih besar, ditentukan dalam 23.149 huruf (c) dan 1.3 VS1 (*For normal, utility, and acrobatic category jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, the reference landing approach speed, VREF, may not be less than the greater of 1.05 VMC, determined in sec.23.149(c), and 1.3 VS1*).

15. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B - 23.77 huruf (b) dan (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (b) Setiap pesawat bertenaga mesin turbin tunggal dan pesawat terbang bertenaga mesin bolak balik untuk kategori normal, utiliti, dan akrobatik dengan berat lebih dari 6000 pon berat maksimum, dan pesawat terbang bermesin banyak dengan berat 6000 pon atau kurang dari berat maksimum untuk kategori normal, utility, dan akrobatik harus dapat mempertahankan keadaan “*steady gradient of climb*” untuk sedikitnya 2,5 persen dengan (*Each normal, utility, and acrobatic category reciprocating engine-powered and single engine turbine powered airplane of more than 6,000 pounds maximum weight, and multiengine turbine engine-powered airplane of 6,000 pounds or less maximum weight in the normal, utility, and acrobatic category must be able to maintain a steady gradient of climb of at least 2.5 percent with*)—
- (1) Tidak lebih dari tenaga yang dihasilkan pada setiap mesin 8 (delapan) detik setelah awal pergerakan kendali tenaga dari posisi minimum *flight-idle* (*Not more than the power that is available on each engine eight seconds after initiation of movement of the power controls from minimum flight-idle position*);
  - (2) Roda pendaratan diperpanjang (*The landing gear extended*);
  - (3) Sayap mengayun pada posisi pendaratan (*The wing flaps in the landing position*); dan (*and*)
  - (4) Kecepatan naik sama dengan VREF, sebagaimana diatur pada 23.73 huruf (b) (*A climb speed equal to VREF, as defined in sec.23.73(b)*).
- (c) Setiap pesawat terbang bertenaga mesin turbin banyak untuk kategori normal, utiliti, dan akrobatik dengan berat lebih dari 6000 pon berat maksimum dan setiap pesawat terbang kategori komuter harus dapat menjaga *gradient of climb* yang stabil paling sedikit 3,2 persen dengan (*Each normal, utility, and acrobatic multiengine turbine powered airplane over 6,000 pounds maximum weight and each commuter category airplane must be able to maintain a steady gradient of climb of at least 3.2 percent with*) —
- (1) Tidak lebih dari tenaga yang ada pada setiap mesin delapan detik setelah permulaan gerakan dari kendali tenaga pada posisi minimum terbang *idle* (*Not more than the power that is available on each engine eight seconds after initiation of movement of the power controls from the minimum flight idle position*);
  - (2) Roda pendaratan diperpanjang (*Landing gear extended*);
  - (3) Sayap mengayun pada posisi pendaratan (*Wing flaps in the landing position*); dan (*and*)
  - (4) Kecepatan naik sama dengan VREF, sebagaimana dijelaskan pada sec.23.73(c) (*A climb speed equal to VREF, as defined in sec.23.73(c)*).



16. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian-23.177 huruf (a), (b) dan (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) (1) *Static directional stability*, sebagaimana ditunjukkan oleh kecenderungan untuk mengembalikan dari *wing level sideslip* tanpa kemudi, harus positif untuk setiap posisi roda pendaratan dan ayunan yang sesuai dengan konfigurasi *takeoff*, *climb*, *cruise*, *approach*, dan pendaratan. Hal ini harus dapat ditunjukkan dengan *symmetrical power up* sampai tenaga maksimum berkelanjutan, dan pada kecepatan dari  $1.2 V_{S1}$  up to  $V_{FE}$ ,  $V_{LE}$ ,  $V_{NO}$ ,  $V_{FC}/M_{FC}$ , yang manapun yang sesuai. (*The static directional stability, as shown by the tendency to recover from a wings level sideslip with the rudder free, must be positive for any landing gear and flap position appropriate to the takeoff, climb, cruise, approach, and landing configurations. This must be shown with symmetrical power up to maximum continuous power, and at speeds from 1.2 VS1 up to VFE, VLE, VNO, VFC/MFC, whichever is appropriate*).
- (2) Sudut *sideslip* untuk tes ini harus sesuai dengan jenis pesawat terbang. Tenaga pedal kemudi tidak boleh berbalik pada sudut *sideslip* yang lebih lebar, tergantung pada kemudi penuh mana yang digunakan atau batas tenaga kendali pada §23.143 tercapai, yang mana saja pertama kali terjadi, dan pada kecepatan dari  $1.2 V_{S1}$  ke  $V_O$ . (*The angle of sideslip for these tests must be appropriate to the type of airplane. The rudder pedal force must not reverse at larger angles of sideslip, up to that at which full rudder is used or a control force limit in §23.143 is reached, whichever occurs first, and at speeds from 1.2 VS1 to VO*).
- (b) (1) *Static lateral stability*, sebagaimana ditunjukkan pada kecenderungan untuk meningkatkan *low wing* pada sebuah *sideslip* tanpa kendali dari *aileron*, tidak boleh bernilai negative untuk setiap roda pendaratan dan posisi mengayun yang sesuai dengan konfigurasi *takeoff*, *climb*, *cruise*, *approach*, dan pendaratan. Hal ini harus ditunjukkan dengan tenaga *symmetrical* dari keadaan *idle* sampai 75 persen dari tenaga maksimum berkelanjutan pada kecepatan dari  $1.2 V_{S1}$  pada konfigurasi *takeoff* dan pada kecepatan dari  $1.3 V_{S1}$  pada konfigurasi lain, sampai dengan *airspeed* maksimum yang diperbolehkan untuk konfigurasi yang sedang diinvestigasi ( $V_{FE}$ ,  $V_{LE}$ ,  $V_{NO}$ ,  $V_{FC}/M_{FC}$  yang manapun yang sesuai) pada konfigurasi *takeoff*, *climb*, *cruise*, *descent* dan *approach*. Untuk konfigurasi pendaratan, tenaga sangat diperlukan untuk menjaga 3 derajat sudut *descent* pada penerbangan terkoordinasi (*The static lateral stability, as shown by the tendency to raise the low wing in a sideslip with the aileron controls free, may not be negative for any landing gear and flap position appropriate to the takeoff, climb, cruise, approach, and landing configurations. This must be shown with symmetrical power from idle up to 75 percent of maximum continuous power at speeds from 1.2 VS1 in the takeoff configuration(s) and at speeds from 1.3 VS1 in other configurations, up to the maximum allowable airspeed for the configuration being investigated (VFE, VLE, VNO, VFC/MFC, whichever is appropriate) in the takeoff, climb, cruise, descent, and approach configurations. For the landing configuration, the power must be that necessary to maintain a 3-degree angle of descent in coordinated flight*).

- (2) *Static lateral stability* tidak boleh negatif pada  $1.2 V_{S1}$  di konfigurasi *takeoff*, atau pada  $1.3 V_{S1}$  di konfigurasi lain (*The static lateral stability may not be negative at  $1.2 V_{S1}$  in the takeoff configuration, or at  $1.3 V_{S1}$  in other configurations*).
  - (3) Sudut *sideslip* untuk tes ini harus sesuai dengan tipe pesawat terbang, namun dalam hal sudut *heading sideslip* yang tercapai kurang dari 10 derajat *bank*, atau, jika kurang, sudut maksimum *bank* yang dapat dicapai dengan pembelokan kemudi penuh atau kekutan kemudi 150 pon (*The angle of sideslip for these tests must be appropriate to the type of airplane, but in no case may the constant heading sideslip angle be less than that obtainable with a 10 degree bank or, if less, the maximum bank angle obtainable with full rudder deflection or 150 pound rudder force*).
- (d)
- (1) Pada keadaan lurus, *steady slips* pada  $1.2 V_{S1}$  untuk setiap roda pendaratan dan posisi ayunan yang sesuai dengan konfigurasi *takeoff*, *climb*, *cruise*, *approach* dan setiap kondisi tenaga *symmetrical* sampai 50 persen dari tenaga maksimum berkelanjutan, *aileron*, dan gerakan kendali kemudi dan tenaga harus naik secara perlahan, namun tidak seharusnya pada proporsi konstan, seperti halnya sudut *sideslip* meningkat hingga sudut maksimum yang sesuai dengan jenis pesawat terbang (*In straight, steady slips at  $1.2 V_{S1}$  for any landing gear and flap position appropriate to the takeoff, climb, cruise, approach, and landing configurations, and for any symmetrical power conditions up to 50 percent of maximum continuous power, the aileron and rudder control movements and forces must increase steadily, but not necessarily in constant proportion, as the angle of sideslip is increased up to the maximum appropriate to the type of airplane*).
  - (2) Pada sudut *slip* yang lebih lebar, hingga sudut dimana kemudi penuh atau kendali *aileron* digunakan atau batas tenaga kendali yang termuat dalam sec.23.143 tercapai, gerakan *aileron*, kendali kemudi dan tenaga tidak berbalik saat sudut *sideslip* meningkat (*At larger slip angles, up to the angle at which the full rudder or aileron control is used or a control force limit contained in sec.23.143 is reached, the aileron and rudder control movements and forces may not reverse as the angle of sideslip is increased*).
  - (3) Masuk secara cepat ke dalam, dan kembali dari, *sideslip* maksimum yang dianggap sesuai untuk pesawat terbang mungkin tidak menghasilkan karakteristik penerbangan yang tidak dapat dikendalikan (*Rapid entry into, and recovery from, a maximum sideslip considered appropriate for the airplane may not result in uncontrollable flight characteristics*).

17. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.181 huruf (b), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (b) Setiap kombinasi goyangan (osiliasi) *lateral-directional* (*Dutch roll*) yang terjadi antara *stalling speed* dan kecepatan maksimum yang diperbolehkan ( $V_{FE}$ ,  $V_{LE}$ ,  $V_{NO}$ ,  $V_{FC}/M_{FC}$ ) yang sesuai dengan konfigurasi pesawat terbang dengan kendali utama di posisi tetap dan bebas, harus dibatasi pada amplitude 1/10 di ( *Any combined lateral-directional oscillations (Dutch roll) occurring between the stalling speed and the maximum allowable speed ( $V_{FE}$ ,  $V_{LE}$ ,  $V_{NO}$ ,  $V_{FC}/M_{FC}$ ) appropriate to the configuration of the airplane with the primary controls in both free and fixed position, must be damped to 1/10 amplitude in* ) :

- (1) 7 (tujuh) putaran di bawah 18.000 kaki (*Seven (7) cycles below 18,000 feet*), dan (*and*)
- (2) Tiga belas (tiga belas) putaran di ketinggian antara 18.000 kaki sampai ketinggian maksimum yang tersertifikasi (*Thirteen (13) cycles from 18,000 feet to the certified maximum altitude*).

18. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.201 huruf (d) an (e), dan menambah ketentuan huruf (f) , sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Selama proses masuk ke dan perbaikan dari maneuver, dimungkinkan untuk mencegah lebih dari 15 putaran atau penyimpangan dari penggunaan kendali secara normal kecuali telah disebutkan dalam section ini (*During the entry into and the recovery from the maneuver, it must be possible to prevent more than 15 degrees of roll or yaw by the normal use of controls except as provided for in paragraph (e) of this section*).
- (e) Untuk pesawat terbang yang telah disetujui dengan ketinggian pengoperasian maksimum pada 25.000 kaki atau lebih selama proses masuk ke dan perbaikan dari stall yang dilakukan pada ketinggian 25.000 kai atau lebih, dimungkinkan untuk mencegah lebih dari 25 derajat putaran atau penyimpangan yang terjadi pada penggunaan kendali secara normal (*For airplanes approved with a maximum operating altitude at or above 25,000 feet during the entry into and the recovery from stalls performed at or above 25,000 feet, it must be possible to prevent more than 25 degrees of roll or yaw by the normal use of controls*).
- (f) Memenuhi persyaratan section ini harus ditunjukkan sesuai dengan keadaan berikut ini (*Compliance with the requirements of this section must be shown under the following conditions*):
  - (1) *Wing flaps*: ditarik, diperpanjang secara penuh, dan setiap posisi pengoperasian sedang normal, yang sesuai untuk setiap fase terbang (*Wing flaps: Retracted, fully extended, and each intermediate normal operating position, as appropriate for the phase of flight*).
  - (2) Roda pendaratan: ditarik dan diperpanjang yang sesuai dengan ketinggian (*Landing gear: Retracted and extended as appropriate for the altitude*).
  - (3) *Cowl flaps*: sesuai dengan konfigurasi (*Cowl flaps: Appropriate to configuration*).
  - (4) *Spoilers/speedbrakes*: ditarik dan diperpanjang kecuali jika *spoiler/speedbrake* tersebut tidak memiliki efek yang terukur pada kecepatan rendah (*Spoilers/speedbrakes: Retracted and extended unless they have no measureable effect at low speeds*).
  - (5) Tenaga (*Power*):
    - (i) Tenaga mati (*Power/Thrust off*); dan (*and*)
    - (ii) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin bolak-balik: 75 persen dari tenaga maksimum berkelanjutan. Bagaimanapun, jika rasio *power-to-height* pada keadaan 75 persen tenaga maksimum berkelanjutan pada *nose-high attitude* melebihi 30 derajat, tes dapat dilakukan dengan tenaga yang dibutuhkan untuk level penerbangan di konfigurasi pendaratan pada berat

pendaratan maksimum dan kecepatan  $1.4 V_{SO}$ , kecuali tenaga tersebut kurang dari 50 persen dari tenaga berkelanjutan maksimum (*For reciprocating engine powered airplanes: 75 percent of maximum continuous power. However, if the power-to-weight ratio at 75 percent of maximum continuous power results in nose-high attitudes exceeding 30 degrees, the test may be carried out with the power required for level flight in the landing configuration at maximum landing weight and a speed of  $1.4 V_{SO}$ , except that the power may not be less than 50 percent of maximum continuous power*); atau (or)

(iii) Untuk pesawat terbang bermesin turbin, tenaga maksimum mesin, kecuali tenaga yang dibutuhkan pesawat terbang tersebut tidak lebih dari tenaga yang dibutuhkan untuk menjaga level penerbangan pada  $1.5 V_{S1}$  (dimana  $V_{S1}$  berhubungan dengan *stalling speed* saat flaps di posisi *approach*, roda pendaratan ditarik, dan berat pendaratan maksimum (*For turbine engine powered airplanes: The maximum engine thrust, except that it need not exceed the thrust necessary to maintain level flight at  $1.5 V_{S1}$  (where  $V_{S1}$  corresponds to the stalling speed with flaps in the approach position, the landing gear retracted, and maximum landing weight*)).

(6) *Trim*: Pada kecepatan  $1.5 V_{S1}$  atau kecepatan minimum *trim*, yang manapun yang lebih tinggi (*Trim: At  $1.5 V_{S1}$  or the minimum trim speed, whichever is higher*).

(7) Baling-baling (Posisi peningkatan *r.p.m* secara penuh pada keadaan mesin mati (*Propeller: Full increase r.p.m. position for the power off condition*)).

19. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.203 huruf (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

(c) Pemenuhan persyaratan dalam section ini harus dapat ditunjukkan dengan mengikuti ketentuan berikut (*Compliance with the requirements of this section must be shown under the following conditions*):

(1) *Wing flaps*: ditarik, diperpanjang secara penuh, dan di setiap posisi pengoperasian yang sesuai dengan fase penerbangan (*Wings flaps: Retracted, fully extended, and each intermediate normal operating position as appropriate for the phase of flight*).

(2) Roda pendaratan: ditarik dan diperpanjang sesuai dengan ketinggian (*Landing gear: Retracted and extended as appropriate for the altitude*).

(3) *Cowl flaps*: sesuai dengan konfigurasi (*Cowl flaps: Appropriate to configuration*).

(4) *Spoiler/speedbrake*: ditarik dan diperpanjang kecuali tidak mengakibatkan efek yang tidak dapat diukur pada kecepatan rendah (*Spoilers/speedbrakes: Retracted and extended unless they have no measureable effect at low speeds*).

(5) Tenaga (*Power*):

(i) Tenaga mati (*Power/Thrust off*); and

- (ii) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin bolak-balik: 75 persen tenaga maksimum berkelanjutan. Akan tetapi, jika rasio *power-to-weight* pada 75 persen tenaga maksimum berkelanjutan yang dihasilkan pada ketinggian *nose-high* melebihi 30 derajat, tes dapat dilakukan dengan tenaga yang dibutuhkan untuk penerbangan level di konfigurasi pendaratan pada berat pendaratan maksimum dan kecepatan 1.4 VSO, kecuali tenaga tersebut kurang dari 50 persen tenaga berkelanjutan maksimum (*For reciprocating engine powered airplanes: 75 percent of maximum continuous power. However, if the power-to-weight ratio at 75 percent of maximum continuous power results in nose-high attitudes exceeding 30 degrees, the test may be carried out with the power required for level flight in the landing configuration at maximum landing weight and a speed of 1.4 VSO, except that the power may not be less than 50 percent of maximum continuous power*); atau (or)
- (iii) Untuk pesawat terbang bermesin turbin: tenaga mesin maksimum, kecuali jika tenaga yang dibutuhkan tidak melebihi tenaga yang penting untuk menjaga penerbangan level pada 1.5 VS1 (dimana VS1 berhubungan dengan *stalling speed* dan *flaps* di posisi *approach*, roda pendaratan ditarik, dan berat pendaratan maksimum (*For turbine engine powered airplanes: The maximum engine thrust, except that it need not exceed the thrust necessary to maintain level flight at 1.5 VS1 (where VS1 corresponds to the stalling speed with flaps in the approach position, the landing gear retracted, and maximum landing weight)*).
- (6) Trim: Pesawat terbang diseimbangkan pada kecepatan 1.5 VS1 (*The airplane trimmed at 1.5 VS1*).
- (7) Propeller: Full increase rpm position for the power off condition.

20. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.203, sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Tidak boleh ada getaran atau *buffeting* yang cukup berat hingga menyebabkan kerusakan struktural, dan setiap bagian dari pesawat terbang harus terbebas dari getaran yang berlebihan, pada kecepatan dan tenaga yang sesuai hingga  $V_D/M_D$ , or  $V_{DF}/M_{DF}$  untuk turbojet. Sebagai tambahan, tidak boleh ada *buffeting* pada kondisi penerbangan normal, termasuk perubahan konfigurasi selama penerbangan, cukup berat untuk mempengaruhi *satisfactory control* dari pesawat terbang atau menyebabkan kelelahan yang berlebihan pada kru penerbangan. *Stall warning buffeting* di dalam batasan ini diperbolehkan (*There must be no vibration or buffeting severe enough to result in structural damage, and each part of the airplane must be free from excessive vibration, under any appropriate speed and power conditions up to  $V_D/M_D$ , or  $V_{DF}/M_{DF}$  for turbojets. In addition, there must be no buffeting in any normal flight condition, including configuration changes during cruise, severe enough to interfere with the satisfactory control of the airplane or cause excessive fatigue to the flight crew. Stall warning buffeting within these limits is allowable*).

- (b) Tidak boleh ada kondisi *buffeting* yang terlihat jelas pada konfigurasi penerbangan pada saat terbang lurus dalam kecepatan hingga  $V_{MO}/M_{MO}$ , kecuali *stall buffeting*, yang diperbolehkan (*There must be no perceptible buffeting condition in the cruise configuration in straight flight at any speed up to  $V_{MO}/M_{MO}$ , except stall buffeting, which is allowable*).
- (c) Untuk pesawat terbang dengan angka  $M_D$  lebih besar dari M 0.6 atau ketinggian pengoperasian maksimum lebih dari 25.000 kaki, *maneuvering load factor* yang positif dimana permulaan *buffeting* yang terjadi harus ditentukan dengan pesawat terbang di konfigurasi penerbangan pada *range* kecepatan udara atau angka Mach, berat, dan ketinggian untuk pesawat yang disertifikasi. *Envelope load factor*, kecepatan, ketinggian dan berat harus dapat memberikan *range* kecepatan dan *load factor* yang cukup untuk pengoperasian normal. Penyimpangan kehati-hatian yang mungkin terjadi melebihi batas *buffet* di awal *envelope* mungkin tidak menyebabkan kondisi tidak aman (*For airplanes with  $M_D$  greater than M 0.6 or a maximum operating altitude greater than 25,000 feet, the positive maneuvering load factors at which the onset of perceptible buffeting occurs must be determined with the airplane in the cruise configuration for the ranges of airspeed or Mach number, weight, and altitude for which the airplane is to be certificated. The envelopes of load factor, speed, altitude, and weight must provide a sufficient range of speeds and load factors for normal operations. Probable inadvertent excursions beyond the boundaries of the buffet onset envelopes may not result in unsafe conditions*).

21. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian B-23.253 huruf (b) dan (c), serta menambah ketentuan huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (b) Membolehkan waktu reaksi pilot setelah kejadian peringatan kecepatan yang efektif atau buatan yang dijelaskan pada sec 23.1303, hal tersebut harus dapat menunjukkan bahwa pesawat terbang dapat dikembalikan pada posisi yang normal dan kecepatan berkurang hingga menjadi  $V_{MO}/M_{MO}$ , tanpa (*Allowing for pilot reaction time after occurrence of the effective inherent or artificial speed warning specified in sec. 23.1303, it must be shown that the airplane can be recovered to a normal attitude and its speed reduced to  $V_{MO}/M_{MO}$ , without*) -
  - (1) Kekuatan atau kemampuan mengemudikan pesawat terbang yang luar biasa (*Exceptional piloting strength or skill*);
  - (2) Melebihi  $VD/MD$ , atau  $VDF/MDF$  untuk turbojet, kecepatan maksimum sebagaimana disebut pada sec, 23.251, atau batasan structural (*exceeding  $VD/MD$ , or  $VDF/MDF$  for turbojets, the maximum speed shown under sec. 23.251, or the structural limitations*); dan (*and*)
  - (3) *Buffeting* yang akan mengganggu kemampuan pilot untuk membaca instrument atau untuk mengemudikan pesawat terbang dalam rangka mengembalikan pesawat terbang ke posisi semula (*Buffeting that would impair the pilot's ability to read the instruments or to control the airplane for recovery*).

- (c) Tidak boleh ada *control reversal* pada *axis* manapun dan kecepatan berapapun hingga kecepatan maksimum sebagaimana disebut pada sec 23.251. Setiap pembalikan dari kekuatan *elevator control* atau kecenderungan pesawat terbang untuk menurun, berputar atau oleng harus ringan dan mudah dikendalikan, menggunakan teknik mengemudikan yang normal (*There may be no control reversal about any axis at any speed up to the maximum speed shown under sec. 23.251. Any reversal of elevator control force or tendency of the airplane to pitch, roll, or yaw must be mild and readily controllable, using normal piloting techniques*).
- (d) Kecepatan maksimum untuk stabilitas karakteristik, *V FC/ M FC*. *VFC/MFC* tidak boleh lebih kecil dari kecepatan pertengahan antara *VMO/MMO* dan *VDF/MDF* kecuali, untuk ketinggian dimana angka Mach adalah faktor pembatas, *MFC* tidak boleh melebihi angka Mach dimana peringatan kecepatan berjalan efektif (*Maximum speed for stability characteristics, V FC / M FC. VFC/MFC may not be less than a speed midway between VMO/MMO and VDF/MDF except that, for altitudes where Mach number is the limiting factor, MFC need not exceed the Mach number at which effective speed warning occurs*).

22. Menambah ketentuan Sub Bagian B-23.255, yang berbunyi sebagai berikut:

*23.255 Out of trim characteristics.*

Untuk pesawat terbang dengan MD lebih besar daripada M 0.6 dan menggabungkan *trimmable horizontal stabilizer*, persyaratan berikut untuk karakteristik *out-of-trim* berlaku (*For airplanes with an MD greater than M 0.6 and that incorporate a trimmable horizontal stabilizer, the following requirements for out-of-trim characteristics apply*):

- (a) Dari kondisi awal pesawat terbang seimbang pada kecepatan terbang hingga *VMO/MMO*, pesawat terbang harus kestabilan manuver dan *controllability* dengans sudut *out-of-trim* pada saat arah hidung pesawat ke atas atau ke bawah, yang menyebabkan lebih besar dari hal berikut ini (*From an initial condition with the airplane trimmed at cruise speeds up to VMO/MMO, the airplane must have satisfactory maneuvering stability and controllability with the degree of out-of-trim in both the airplane nose-up and nose-down directions, which results from the greater of the following*):
  - (1) Gerakan tiga detik dari sistem *trim longitudinal* pada kecepatan normal untuk kondisi penerbangan tertentu tanpa *aerodynamic load* (atau derajat *trim* tertentu yang tidak memiliki sistem trim bertenaga), kecuali telah dibatasi titik *stops* pada sistem trim, termasuk yang dipersyaratkan dalam 23.655 (b) untuk stabilizer yang dapat diatur (*A three-second movement of the longitudinal trim system at its normal rate for the particular flight condition with no aerodynamic load (or an equivalent degree of trim for airplanes that do not have a power-operated trim system), except as limited by stops in the trim system, including those required by sec. 23.655(b) for adjustable stabilizers*); atau (or)
  - (2) *Mistrim maximum* yang dapat dipertahankan oleh *autopilot* ketika mempertahankan ketinggian pesawat terbang kondisi kecepatan tinggi (*The maximum mistrim that can be sustained by the autopilot while maintaining level flight in the high speed cruising condition*).

- (b) Pada kondisi *out-of-trim* yang dijelaskan butir (1) pada paragraph (a) pada seksi ini, ketika akselerasi normal berkisar dari +1 g hingga nilai-nilai positif dan negatif sebagaimana dijelaskan dalam paragraph (c) section ini, hal-hal berikut berlaku (*In the out-of-trim condition specified in paragraph (a) of this section, when the normal acceleration is varied from +1 g to the positive and negative values specified in paragraph (c) of this section, the following apply*) :
- (1) Tenaga kemudi melawan lengkungan g harus memiliki landasan positif pada kecepatan berapa pun hingga termasuk VFC/MFC (*The stick force versus g curve must have a positive slope at any speed up to and including VFC/MFC*); dan (*and*)
  - (2) Pada kecepatan antara VFC/MFC dan VDF/MDF, arah dari tenaga kemudi longitudinal utama bisa tidak berbalik arah (*At speeds between VFC/MFC and VDF/MDF, the direction of the primary longitudinal control force may not reverse*).
- (c) Kecuali seperti yang telah dijelaskan dalam paragraph (d) dan (e) seksi ini, pemenuhan ketentuan paragraph (a) seksi ini harus didemonstrasikan dalam penerbangan melebihi *range* akselerasi sebagai berikut (*Except as provided in paragraphs (d) and (e) of this section, compliance with the provisions of paragraph (a) of this section must be demonstrated in flight over the acceleration range as follows*):
- (1) -1 g to +2.5 g (-1 g to +2.5 g); atau (*or*)
  - (2) 0 g to 2.0 g, dan ekstrapolasi dengan metode yang dapat diterima untuk -1 g and +2.5 g (*0 g to 2.0 g, and extrapolating by an acceptable method to -1 g and +2.5 g*).
- (d) Jika prosedur yang dijelaskan dalam paragraph (c) (2) seksi ini digunakan untuk menunjukkan pemenuhan persyaratan dan kondisi marginal yang ada selama tes terbang dengan memperhatikan pembalikan tenaga kemudi longitudinal utama, tes terbang harus dilakukan dari akselerasi normal dimana kondisi marginal ditemukan ada hingga batas yang masih dapat dicapai seperti dijelaskan dalam paragraph (b) (1) seksi ini (*If the procedure set forth in paragraph (c)(2) of this section is used to demonstrate compliance and marginal conditions exist during flight test with regard to reversal of primary longitudinal control force, flight tests must be accomplished from the normal acceleration at which a marginal condition is found to exist to the applicable limit specified in paragraph (b)(1) of this section*).
- (e) Selama tes terbang yang dipersyaratkan dalam paragraph (a) seksi ini, batasan *maneuvering load factor*, seperti dijelaskan dalam seksi 23.333 (b) dan 23.337, tidak boleh dilampaui. Sebagai tambahan, kecepatan awal untuk demonstrasi tes terbang pada nilai akselerasi normal kurang dari 1 g harus dibatasi hingga tingkat kebutuhanyang harus dilakukan untuk sebuah *recovery* tanpa melebihi nilai VDF/MDF (*During flight tests required by paragraph (a) of this section, the limit maneuvering load factors, prescribed in sec. sec. 23.333(b) and 23.337, need not be exceeded. In addition, the entry speeds for flight test demonstrations at normal acceleration values less than 1 g must be limited to the extent necessary to accomplish a recovery without exceeding VDF/MDF*).



- (f) Pada kondisi *out-of-trim* seperti dijelaskan dalam paragraf (a) seksi ini, harus dimungkinkan dari sebuah keadaan *overspeed* pada VDF/MDF untuk mencapai sedikitnya nilai 1.5 g untuk *recovery* dengan melakukan tidak lebih dari 125 pound tenaga kemudi longitudinal, baik menggunakan tenaga kemudi longitudinal utama sendiri atau sistem *trim* longitudinal. Jika *trim longitudinal* digunakan untuk membantu dalam menghasilkan *load factor* yang dibutuhkan, hal dapat ditunjukkan dalam VDF/MDF bahwa *trim* longitudinal dapat dilakukan pada pesawat terbang dengan arah hidung pesawat ke atas dan dengan *primary surface loaded* untuk berkaitan dengan paling kecil tenaga kemudi pesawat terbang dengan hidung pesawat ke atas (*In the out-of-trim condition specified in paragraph (a) of this section, it must be possible from an overspeed condition at VDF/MDF to produce at least 1.5 g for recovery by applying not more than 125 pounds of longitudinal control force using either the primary longitudinal control alone or the primary longitudinal control and the longitudinal trim system. If the longitudinal trim is used to assist in producing the required load factor, it must be shown at VDF/MDF that the longitudinal trim can be actuated in the airplane nose-up direction with the primary surface loaded to correspond to the least of the following airplane nose-up control forces*):
- (1) Tenaga kemudi maksimum yang diharapkan dalam pelayanan, seperti dijelaskan dalam seksi 23.301 dan 23.397 (*The maximum control forces expected in service, as specified in sec. 23.301 and 23.397*).
  - (2) Tenaga kemudi yang dibutuhkan untuk menghasilkan 1.5 g (*The control force required to produce 1.5 g*).
  - (3) Tenaga kemudi kaitannya dengan *buffeting* atau fenomena lain seperti intensitas tertentu yang berupa pengelakkan terhadap pengaplikasian lebih jauh dari tenaga kemudi longitudinal utama (*The control force corresponding to buffeting or other phenomena of such intensity that it is a strong deterrent to further application of primary longitudinal control force*).

23. Mengubah ketentuan pada Sub Bagian C-23.561 huruf (e), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (e) Kecuali telah dijelaskan dalam seksi 23.787 (c), struktur pendukung harus dirancang untuk membatasi, dibawah beban seperti yang dijelaskan detil dalam paragraf (b) (3) bagian ini, setiap jenis dari massa yang dapat melukai seorang penumpang seandainya jika terjadi dalam *minor crash landing* (*Except as provided in sec. 23.787(c), the supporting structure must be designed to restrain, under loads up to those specified in paragraph (b)(3) of this part, each item of mass that could injure an occupant if it came loose in a minor crash landing*).
- (2) Untuk mesin yang dipasang di dalam *fuselage*, harus dapat dicoba dengan tes dan analisis dengan tujuan bahwa mesin dan aksesoris yang terpasang, dan struktur penempelan mesin (*For engines mounted inside the fuselage, aft of the cabin, it must be shown by test or analysis that the engine and attached accessories, and the engine mounting structure*)—
- (i) Dapat mempertahankan *forward acting static ultimate inertia load factor* dari 18.0 g termasuk sekaligus tenaga daya dorong maksimum (*Can withstand a forward acting static ultimate inertia load factor of 18.0 g plus the maximum takeoff engine thrust*); atau (or)

- (ii) Struktur pesawat terbang dirancang untuk mendahului mesin pesawat terbang dan aksesoris yang terpasang dari tahap awal atau *protruding* ke kabin dimana seharusnya mesin pesawat itu gagal terbang (*The airplane structure is designed to preclude the engine and its attached accessories from entering or protruding into the cabin should the engine mounts fail*).

(f) [Reserved]

24. Mengubah ketentuan Sub Bagian C-23.562 huruf (a), (b), (c) dan (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Setiap kursi/sistem pembatasan untuk penggunaan pesawat terbang kategori normal, utility, atau akrobatik, atau pesawat terbang kategori komuter, harus dirancang untuk melindungi setiap penumpang selama proses pendaratan darurat (*Each seat/restraint system for use in a normal, utility, or acrobatic category airplane, or in a commuter category jet airplane, must be designed to protect each occupant during an emergency landing when*) —
  - (1) Setiap penggunaan yang sesuai terbuat dari kursi, sabuk pengaman dan *harness keselamatan* yang telah disediakan (*Proper use is made of seats, safety belts, and shoulder harnesses provided for in the design*); dan (*and*)
  - (2) Penumpang terkena beban yang dihasilkan dari kondisi yang dijelaskan sebelumnya di seksi ini (*The occupant is exposed to the loads resulting from the conditions prescribed in this section*).
- (b) Kecuali untuk kursi/sistem pembatasan yang dipersyaratkan dalam paragraf (d) seksi in, setiap kursi/sistem pembatasan untuk kru atau penumpang dalam pesawat terbang kategori normal, utility, atau akrobatik, atau pesawat terbang jet komuter, harus berhasil menyelesaikan *dynamic test*, sesuai dengan setiap kondisi berikut. Tes-tes ini harus dilakukan dengan seorang penumpang yang telah disimulasikan dengan *anthropomorphic test dummy* (ATD) yang dijelaskan oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara dengan berat nominal 170 pound dan ditempatkan di posisi tegak lurus normal (*Except for those seat/restraint systems that are required to meet paragraph (d) of this section, each seat/restraint system for crew or passenger occupancy in a normal, utility, or acrobatic category airplane, or in a commuter category jet airplane, must successfully complete dynamic tests or be demonstrated by rational analysis supported by dynamic tests, in accordance with each of the following conditions. These tests must be conducted with an occupant simulated by an anthropomorphic test dummy (ATD) defined by DGCA with a nominal weight of 170 pounds and seated in the normal upright position*).
  - (1) Untuk tes pertama, perubahan terhadap kecepatan tidak boleh kurang dari 31 kaki per detik. Kursi atau sistem pembatasan harus diorientasikan pada posisi nominalnya dengan tetap memperhatikan pesawat terbang dan dengan *horizontal plane* dari pesawat terbang naik hingga 60 derajat, tanpa penyimpangan, bersifat relative terhadap *impact vector*. Untuk kursi/sistem pembatasan yang dipasang pada baris pertama pesawat terbang, puncak perlambatan harus terjadi tidak lebih dari 0,05 detik setelah *impact* dan harus mencapai minimum 19 g. Untuk kursi/sistem pembatasan lain, puncak perlambatan harus terjadi

tidak lebih dari 0,06 detik setelah *impact* dan harus mencapai minimum 15 g (*For the first test, the change in velocity may not be less than 31 feet per second. The seat/restraint system must be oriented in its nominal position with respect to the airplane and with the horizontal plane of the airplane pitched up 60 degrees, with no yaw, relative to the impact vector. For seat/restraint systems to be installed in the first row of the airplane, peak deceleration must occur in not more than 0.05 seconds after impact and must reach a minimum of 19 g. For all other seat/restraint systems, peak deceleration must occur in not more than 0.06 seconds after impact and must reach a minimum of 15 g.*)

- (2) Untuk tes kedua, perubahan terhadap kecepatan tidak boleh kurang dari 42 kaki per detik. Kursi/sistem pembatasan harus diorientasikan pada posisi nominal dengan memperhatikan pesawat terbang dan dengan *vertical plane* pesawat terbang menyimpang 10 derajat, tanpa adanya *pitch*, relatif terhadap *impact vector* pada arah yang menyebabkan *load* terbesar pada *shoulder harness*. Untuk kursi/sistem pembatasan yang dipasang pada baris pertama pesawat terbang, *peak floor warpage*, *floor rails* atau *attachment device* yang dipasang untuk menempelkan kursi/sistem pembatasan pada struktur *airframe* harus dimuat untuk membengkokkan dengan memperhatikan satu sama lain dengan paling sedikit 10 derajat secara vertikal (misal *pitch out of parallel*) dan salah satu *rails* atau *attachment device* harus dimuat untuk membelokkan 10 derajat pada putaran pertama untuk menyelenggarakan tes seperti dijelaskan dalam paragraf (b) (2) Bagian ini (*For the second test, the change in velocity may not be less than 42 feet per second. The seat/restraint system must be oriented in its nominal position with respect to the airplane and with the vertical plane of the airplane yawed 10 degrees, with no pitch, relative to the impact vector in a direction that results in the greatest load on the shoulder harness. For seat/restraint systems to be installed in the first row of the airplane, peak floor warpage, the floor rails or attachment devices used to attach the seat/restraint system to the airframe structure must be preloaded to misalign with respect to each other by at least 10 degrees vertically (i.e., pitch out of parallel) and one of the rails or attachment devices must be preloaded to misalign by 10 degrees in roll prior to conducting the test defined by paragraph (b)(2) of this part.*)
- (c) Pemenuhan persyaratan berikut harus ditunjukkan selama tes dinamik yang diselenggarakan sesuai dengan paragraf (b) seksi ini (*Compliance with the following requirements must be shown during the dynamic tests conducted in accordance with paragraph (b) of this section*):
  - (1) Kursi/sistem pembatasan harus membatasi ATD walaupun komponen kursi/sistem pembatasan dapat mengalami perubahan bentuk, pemanjangan, pemindahan, atau benturan sebagai bagian dari desain (*The seat/restraint system must restrain the ATD although seat/restraint system components may experience deformation, elongation, displacement, or crushing intended as part of the design*).
  - (2) *Attachment* antara kursi/sistem pembatasan dan *test fixture* harus dijaga untuk tetap utuh, walaupun struktur kursi bisa saja berubah bentuk (*The attachment between the seat/restraint system and the test fixture must remain intact, although the seat structure may have deformed*).

- (3) Setiap *shoulder harness strap* harus tetap pada bahu ATD selama *impact* (*Each shoulder harness strap must remain on the ATD's shoulder during the impact*).
- (4) Sabuk keselamatan harus tetap pada ATD *pelvis* selama *impact* (*The safety belt must remain on the ATD's pelvis during the impact*).
- (5) Hasil dari tes dinamik harus menunjukkan bahwa penumpang terlindungi dari cedera serius pada kepala (*The results of the dynamic tests must show that the occupant is protected from serious head injury*):
  - (i) Ketika terjadi kontak dengan kursi, struktur, atau benda lain yang berbatasan dengan kabin dapat terjadi, perlindungan harus disediakan sehingga *impact* kepala tidak melebihi kriteria cedera kepala (HIC) 1000 (*When contact with adjacent seats, structure, or other items in the cabin can occur, protection must be provided so that the head impact does not exceed a head injury criteria (HIC) of 1,000*).
  - (ii) Nilai HIC didefinisikan seperti berikut (*The value of HIC is defined as*) -

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[ \frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{MAX}$$

Dimana (*Where*):

- $t_1$  adalah waktu integrasi awal, dihitung dalam detik (*is the initial integration time, expressed in seconds*),
- $t_2$  adalah waktu integrasi akhir, dihitung dalam detik (*is the final integration time, expressed in seconds*), dan (*and*)
- $a(t)$  adalah total akselerasi versus *time curve* untuk serangan pada kepala yang dihitung dengan satuan *multiple g* (satuan gravitasi) (*is the total acceleration vs. time curve for the head strike expressed as a multiple of g (units of gravity)*).
- (iii) Pemenuhan dengan batas HC harus dapat ditunjukkan dengan menghitung *impact* terhadap kepala selama tes dinamik seperti dijelaskan dalam paragraf (b) (1) dan (b) (2) seksi ini atau dengan memperlihatkan pemenuhan persyaratan HIC secara terpisah menggunakan prosedur tes atau analisis (*Compliance with the HIC limit must be demonstrated by measuring the head impact during dynamic testing as prescribed in paragraphs (b)(1) and (b)(2) of this section or by a separate showing of compliance with the head injury criteria using test or analysis procedures*).
- (6) Beban pada *individual shoulder harness straps* tidak boleh melebihi 1.750 pound. Jika *dual strip* digunakan untuk menahan tubuh bagian atas, total beban *straps* tidak boleh melebihi 2.000 pound (*Loads in individual shoulder harness straps may not exceed 1,750 pounds. If dual straps are used for retaining the upper torso, the total strap loads may not exceed 2,000 pounds*).
- (7) Beban kompresi yang diukur antara *pelvis* dan *lumbar spine* ATD tidak boleh melebihi 1.500 pound (*The compression load measured between the pelvis and the lumbar spine of the ATD may not exceed 1,500 pounds*).

- (d) Untuk semua pesawat terbang bermesin tunggal dengan VSO lebih dari 61 knot pada berat maksimum, dan pesawat terbang bermesin banyak dengan berat 6000 pound atau kurang dari berat maksimum dengan VSO lebih dari 61 knot pada berat maksimum yang tidak sesuai dengan seksi 23.67 (a)(1) *(For all single engine airplanes with a VSO of more than 61 knots at maximum weight, and those multiengine airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight with a VSO of more than 61 knots at maximum weight that do not comply with sec. 23.67(a)(1))*;

(1) *Load factor* utama dari seksi 23.561 harus ditingkatkan dengan menggandakan *load factor* menggunakan hasil perkalian rasio kecepatan *stall* yang naik hingga 61 knot. Kenaikan *load factor* yang utama tidak boleh melebihi nilai yang dicapai pada VSO 79 knot. *Load factor* utama yang naik tidak boleh melebihi 5,0 g *(The ultimate load factors of sec. 23.561(b) must be increased by multiplying the load factors by the square of the ratio of the increased stall speed to 61 knots. The increased ultimate load factors need not exceed the values reached at a VSO of 79 knots. The upward ultimate load factor for acrobatic category airplanes need not exceed 5.0 g)*.

(2) Tes kursi/sistem pembatasan yang dipersyaratkan dalam paragraf (b)(1) seksi ini harus dilakukan sesuai dengan kriteria berikut *(The seat/restraint system test required by paragraph (b)(1) of this section must be conducted in accordance with the following criteria)*:

(i) Perubahan kecepatan tidak boleh kurang dari 31 kaki per detik *(The change in velocity may not be less than 31 feet per second)*.

(ii) (A) Puncak perlambatan  $g_p$  dari 19 g dan 15 g harus ditingkatkan dan dikalikan dengan kuadrat rasio dari kecepatan *stall* yang meningkat hingga 61 knot *(The peak deceleration  $g_p$  of 19 g and 15 g must be increased and multiplied by the square of the ratio of the increased stall speed to 61 knots)*:

$$g_p = 19.0 (V_{SO}/61)^2 \text{ or } g_p = 15.0 (V_{SO}/61)^2$$

(B) Puncak perlambatan tidak boleh melebihi nilai yang dicapai pada VSO 79 knot *(The peak deceleration need not exceed the value reached at a VSO of 79 knots)*.

(iii) Puncak perlambatan harus terjadi tanpa terjadi di lebih dari waktu  $t_r$ , yang harus dihitung sebagai berikut *(The peak deceleration must occur in not more than time  $t_r$ , which must be computed as follows)*:

$$t_r = \frac{31}{32.2(g_p)} = \frac{.96}{g_p}$$

dimana *(where)* -

$g_p$  = puncak perlambatan yang dihitung sesuai dengan paragraf (d)(2)(ii) seksi ini *(The peak deceleration calculated in accordance with paragraph (d)(2)(ii) of this section)*

$t_r$  = Waktu kenaikan menuju puncak perlambatan *(The rise time (in seconds) to the peak deceleration)*.

25. Menambah ketentuan Sub Bagian C-23.571 huruf (d), yang berbunyi sebagai berikut :

- (d) Jika sertifikasi untuk pengoperasian di atas 41.000 kaki diminta, evaluasi toleransi kerusakan dari *fuselage pressure boundary* per seksi 23.573 (b) harus dilakukan (*If certification for operation above 41,000 feet is requested, a damage tolerance evaluation of the fuselage pressure boundary per sec. 23.573(b) must be conducted*).

26. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.629 huruf (b) dan (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (b) Tes *flight flutter* harus dibuat untuk menunjukkan bahwa pesawat terbang terbebas dari *flutter*, pembalikan kemudi dan perbedaan dan untuk menunjukkan bahwa (*Flight flutter tests must be made to show that the airplane is free from flutter, control reversal and divergence and to show that*) -
  - (1) Tindakan yang tepat dan sesuai untuk menstimulasi *flutter* yang telah pernah dibuat dalam *range* kecepatan hingga VD/MD, atau VDF/MDF untuk jet (*proper and adequate attempts to induce flutter have been made within the speed range up to VD/MD, or VDF/MDF for jets*);
  - (2) Respon *vibratory* dari struktur selama tes menunjukkan kebebasan dari *flutter* (*The vibratory response of the structure during the test indicates freedom from flutter*);
  - (3) Margin *damping* yang sesuai dan ada pada VD/MD, atau VDF/MDF untuk jet (*A proper margin of damping exists at VD/MD, or VDF/MDF for jets*); dan (*and*)
  - (4) Seperti VD/MD (atau VDF/MDF untuk jet) didekati, tidak boleh ada pengurangan secara besar-besaran atau cepat dalam *damping* (*As  $V_D/M_D$  (or  $V_{DF}/M_{DF}$  for jets) is approached, there is no large or rapid reduction in damping*).
- (c) Setiap analisis rasional untuk meramal kebebasan dari *flutter*, pembalikan kemudi atau perbedaan harus mencakup semua kecepatan hingga 1,2  $V_D/1,2 M_D$ , terbatas hingga Mach 1,0 untuk pesawat terbang *subsonic* (*Any rational analysis used to predict freedom from flutter, control reversal and divergence must cover all speeds up to 1.2  $V_D/1.2 M_D$ , limited to Mach 1.0 for subsonic airplanes*).

27. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.703, sehingga berbunyi sebagai berikut :

#### 23.703 Sistem Peringatan Lepas Landas (*Takeoff Warning System*)

Untuk semua pesawat terbang dengan berat maksimum lebih dari 6.000 poun dan semua jet, kecuali pesawat tersebut dapat menunjukkan bahwa alat *trim* longitudinal atau angkatan yang mempengaruhi kinerja lepas landas dari pesawat terbang tidak akan memberikan konfigurasi lepas landas yang tidak aman ketika memilih posisi lepas landas yang disetujui, sistem peringatan lepas landas harus dipasang dan memenuhi persyaratan berikut (*For all airplanes with a maximum weight more than 6,000 pounds and all jets, unless it can be shown that a lift or longitudinal trim device that affects the takeoff performance of the airplane would not give an unsafe takeoff configuration when selected out of an approved takeoff*

*position, a takeoff warning system must be installed and meet the following requirements):*

- (a) Sistem harus memberikan pilot sebuah peringatan *aural* yang otomatis teraktivasi selama porsi awal *takeoff roll* seandainya pesawat terbang berada dalam konfigurasi yang tidak membolehkan lepas landas yang aman. Peringatan harus dilanjutkan hingga (*The system must provide to the pilots an aural warning that is automatically activated during the initial portion of the takeoff roll if the airplane is in a configuration that would not allow a safe takeoff. The warning must continue until*) –
  - (1) Konfigurasi diubah untuk menghasilkan lepas landas yang aman (*The configuration is changed to allow safe takeoff*), atau (*or*)
  - (2) Tindakan yang dilakukan oleh pilot untuk menghindari *takeoff roll* (*Action is taken by the pilot to abandon the takeoff roll*).
- (b) Alat yang digunakan untuk mengaktifkan sistem harus berfungsi dengan tepat bagi semua prosedur dan setelan tenaga lepas landas yang disetujui dan seluruh *range* berat lepas landas, ketinggian dan suhu dimana sertifikasi diminta (*The means used to activate the system must function properly for all authorized takeoff power settings and procedures and throughout the ranges of takeoff weights, altitudes, and temperatures for which certification is requested*).
- (c) Untuk tujuan seksi ini, konfigurasi lepas landas yang tidak aman adalah ketidakmampuan untuk berputar atau ketidakmampuan untuk mencegah *stall* yang tiba-tiba terjadi setelah putaran (*For the purpose of this section, an unsafe takeoff configuration is the inability to rotate or the inability to prevent an immediate stall after rotation*).

28. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.735 huruf (e), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (e) Untuk pesawat terbang yang diminta untuk mematuhi seksi 23.55, kapasitas energi kinetik dari rem lepas landas yang ditolak dari setiap rem roda utama tidak boleh kurang dari persyaratan penyerapan energi kinetik seperti yang dijelaskan dalam metode berikut (*For airplanes required to meet sec. 23.55, the rejected takeoff brake kinetic energy capacity rating of each main wheel brake assembly may not be less than the kinetic energy absorption requirements determined under either of the following methods*)—
  - (1) Persyaratan penyerapan energi kinetik rem harus didasarkan pada analisis rasional konservatif terhadap serangkaian kejadian yang diharapkan sepanjang *rejected takeoff* pada berat lepas landas desain (*The brake kinetic energy absorption requirements must be based on a conservative rational analysis of the sequence of events expected during a rejected takeoff at the design takeoff weight*).
  - (2) Selain analisis rasional, persyaratan penyerapan energi kinetik untuk setiap pemasangan rem roda dapat diperoleh dari formula berikut (*Instead of a rational analysis, the kinetic energy absorption requirements for each main wheel brake assembly may be derived from the following formula*) –

$$KE = 0.0443W \frac{V^2}{N}$$

dimana (*where*),

KE = Energi kinetik tiap roda (ft-lbs) (*Kinetic energy per wheel (ft-lbs)*);

W = Berat lepas landas desain (*Design takeoff weight*) (lbs);

V = *Ground speed*, dalam knot, yang berkaitan dengan nilai maksimum V1 yang terpilih sesuai dengan 23.51 (c)(1) (*Ground speed, in knots, associated with the maximum value of V1 selected in accordance with 23.51(c)(1)*);

N = Jumlah roda yang dilengkapi dengan rem (*Number of main wheels with brakes*).

29. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.773 huruf (b), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (b) Setiap kompartemen pilot harus memiliki sebuah alat yang berfungsi membuang atau mencegah terbentuknya kabut atau embun beku pada area *internal portion* dari *windshield* dan kaca samping dengan cukup besar untuk memberikan pandangan seperti dijelaskan dalam paragraf (a)(1) bagian ini. Pemenuhan persyaratan harus ditunjukkan sesuai dengan kondisi pengoperasian eksternal dan internal yang diharapkan, kecuali bahwa dapat ditunjukkan bahwa *windshield* dan kaca samping dapat dengan mudah dibersihkan oleh pilot tanpa mengganggu kewajiban normal pilot tersebut (*Each pilot compartment must have a means to either remove or prevent the formation of fog or frost on an area of the internal portion of the windshield and side windows sufficiently large to provide the view specified in paragraph (a)(1) of this part. Compliance must be shown under all expected external and internal ambient operating conditions, unless it can be shown that the windshield and side windows can be easily cleared by the pilot without interruption of normal pilot duties*).

30. Mengubah ketentuan Sub Bagian-23.777 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Ketika pengungkit kemudi yang terpisah dan berbeda di ko-lokasi (seperti ditempatkan bersama pada tumpuan), perintah kemudi lokasi dari kiri ke kanan harus pengungkit tenaga, baling-baling (kemudi rpm), dan kemudi campuran (pengungkit *condition* dan penghenti bahan bakar untuk pesawat terbang bertenaga turbin). Pengungkit tenaga harus dengan mudah dibedakan dengan kemudi lain, dan memberikan pengoperasian yang konsisten dan akurat. Tekanan karburator atau kendali udara alternatif harus ada di sebelah kiri katup penutup atau setidaknya berada 8 inchi dari kemudi campuran ketika ditempatkan selain pada tumpuan. Tekanan karburator atau kendali udara alternatif, ketika ditempatkan pada tumpuan, harus berada di buritan atau dibawah pengungkit tenaga. Kemudi *supercharger* harus ditempatkan di bawah atau buritan kemudi baling-baling. Pesawat terbang dengan dengan kursi tandem atau tunggal dapat memanfaatkan lokasi kemudi pada sisi kiri kompartemen kabin; bagaimana pun urutan lokasi dari kiri ke kanan harus kemudi tenaga, baling-baling (kemudi rpm), dan kemudi campuran (*When separate and distinct control levers are co-located (such as located together on the*



*pedestal), the control location order from left to right must be power (thrust) lever, propeller (rpm control), and mixture control (condition lever and fuel cut-off for turbine-powered airplanes). Power (thrust) levers must be easily distinguishable from other controls, and provide for accurate, consistent operation. Carburetor heat or alternate air control must be to the left of the throttle or at least eight inches from the mixture control when located other than on a pedestal. Carburetor heat or alternate air control, when located on a pedestal, must be aft or below the power (thrust) lever. Supercharger controls must be located below or aft of the propeller controls. Airplanes with tandem seating or single-place airplanes may utilize control locations on the left side of the cabin compartment; however, location order from left to right must be power (thrust) lever, propeller (rpm control), and mixture control).*

31. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.807 huruf (e), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (e) Untuk pesawat terbang bermesin banyak, *ditching emergency exit* harus disediakan sesuai dengan persyaratan berikut, kecuali *emergency exit* yang dipersyaratkan dalam paragraf (a) atau (d) bagian in telah sesuai dengan mereka (*For multiengine airplanes, ditching emergency exits must be provided in accordance with the following requirements, unless the emergency exits required by paragraph (a) or (d) of this part already comply with them*):
  - (1) Satu *exit* di atas garis air pada setiap sisi pesawat terbang memiliki dimensi yang dijelaskan dalam paragraf (b) atau (d) bagian ini, sepanjang bisa dilakukan, dan (*One exit above the waterline on each side of the airplane having the dimensions specified in paragraph (b) or (d) of this part, as applicable; and*)
  - (2) Jika *exit* samping tidak berada di atas garis air, harus ada lubang *emergency exit* yang mudah diakses dan di atas kepala yang memiliki pengukuran pembukaan persegi tidak kurang dari lebar 20 inchi dan panjang 36 inchi, dengan *corner radii* tidak lebih besar daripada 1/3 lebar *exit* ( *If side exits cannot be above the waterline, there must be a readily accessible overhead hatch emergency exit that has a rectangular opening measuring not less than 20 inches wide by 36 inches long, with corner radii not greater than one-third the width of the exit.*)
  - (3) Pada pengganti paragraf (e)(2) seksi ini, jika setiap sisi *exit* tidak dapat berada di atas garis air, sebuah alat harus ditempatkan pada *exit* sebelum pendaratan di atas air. Alat in harus memperlambat aliran air ketika *exit* dibuka saat pesawat terbang didaratkan di atas air. Untuk pesawat terbang kategori komuter, pembukaan *exit* harus memenuhi persyaratan seperti dijelaskan dalam paragraf (d) seksi ini (*In lieu of paragraph (e)(2) of this section, if any side exit(s) cannot be above the waterline, a device may be placed at each of such exit(s) prior to ditching. This device must slow the inflow of water when such exit(s) is opened with the airplane ditched. For commuter category airplanes, the clear opening of such exit(s) must meet the requirements defined in paragraph (d) of this section*).

32. Menambah ketentuan Sub Bagian D-23.831 huruf (c) dan (d), yang berbunyi sebagai berikut :

- (c) Untuk pesawat terbang bertekanan udara jet yang beroperasi pada ketinggian di atas 41.000 kaki, pada kondisi pengoperasian normal dan kondisi terjadi kegagalan sistem yang akan berpengaruh kurang baik terhadap ventilasi udara, sistem ventilasi harus memberikan kenyamanan bagi penumpang. Sistem ventilasi juga harus memberikan jumlah udara yang tak terkontaminasi secara cukup agar anggota kru pesawat udara dapat melakukan tugasnya tanpa merasa tidak nyaman atau kelelahan. Untuk kondisi pengoperasian normal, sistem ventilasi harus dirancang agar mampu memberikan setiap penumpang sedikitnya 0,55 pund udara segar per menit. Dalam hal terjadi kehilangan satu sumber udara segar, aliran udara segar tidak boleh kurang dari 0,4 pound per menit untuk setiap periode lebih dari 5 menit (*For jet pressurized airplanes that operate at altitudes above 41,000 feet, under normal operating conditions and in the event of any probable failure conditions of any system which would adversely affect the ventilating air, the ventilation system must provide reasonable passenger comfort. The ventilation system must also provide a sufficient amount of uncontaminated air to enable the flight crew members to perform their duties without undue discomfort or fatigue. For normal operating conditions, the ventilation system must be designed to provide each occupant with at least 0.55 pounds of fresh air per minute. In the event of the loss of one source of fresh air, the supply of fresh airflow may not be less than 0.4 pounds per minute for any period exceeding five minutes*).
- (d) Untuk pesawat terbang bertekanan udara jet yang beroperasi pada ketinggian di atas 41.000 kaki, kegagalan *Environmental Control System* lain yang mungkin dan tidak mungkin terjadi yang berpengaruh tidak baik terhadap kondisi kompartemen penumpang dan kru pesawat udara, tidak boleh mempengaruhi kinerja kru pesawat udara yang menyebabkan kondisi berbahaya, dan tidak boleh ada penumpang yang menderita cedera psikologis permanen (*For jet pressurized airplanes that operate at altitudes above 41,000 feet, other probable and improbable Environmental Control System failure conditions that adversely affect the passenger and flight crew compartment environmental conditions may not affect flight crew performance so as to result in a hazardous condition, and no occupant shall sustain permanent physiological harm*).

33. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.841 huruf (a), dan (b), serta menambah huruf (c) dan (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Jika sertifikasi untuk pengoperasian di atas 25.000 kaki diminta, pesawat terbang harus dapat menjaga ketinggian tekanan kabin tidak lebih dari 15.000 kaki, seandainya terjadi kondisi kegagalan sistem tekanan udara. Selama dekompreasi, ketinggian kabin tidak boleh lebih dari 15.000 kaki untuk lebih dari 10 detik dan 25.000 kaki untuk setiap durasi waktu (*If certification for operation above 25,000 feet is requested, the airplane must be able to maintain a cabin pressure altitude of not more than 15,000 feet, in the event of any probable failure condition in the pressurization system. During decompression, the cabin altitude may not exceed 15,000 feet for more than 10 seconds and 25,000 feet for any duration*).

- (b) Kabin bertekanan udara harus memiliki sedikitnya katup, control, dan indicator berikut, untuk mengendalikan tekanan kabin (*Pressurized cabins must have at least the following valves, controls, and indicators, for controlling cabin pressure*):
- (1) Dua katup pelepas tekanan yang secara otomatis akan membatasi perbedaan tekanan positif terhadap nilai yang telah ditentukan sebelumnya pada kecepatan aliran maksimum yang dialirkan oleh sumber tekanan. Kapasitas gabungan kedua katup pelepas ini harus cukup besar sehingga kegagalan salah satu katup tidak akan meningkatkan perbedaan tekanan udara. Perbedaan tekanan udara ini positif ketika tekanan udara di dalam lebih besar daripada tekanan udara di luar (*Two pressure relief valves to automatically limit the positive pressure differential to a predetermined value at the maximum rate of flow delivered by the pressure source. The combined capacity of the relief valves must be large enough so that the failure of any one valve would not cause an appreciable rise in the pressure differential. The pressure differential is positive when the internal pressure is greater than the external*).
  - (2) Dua katup pelepas tekanan udara terbalik (atau sejenisnya) yang secara otomatis akan mencegah perbedaan tekanan negative akan merusak struktur. Bagaimana pun, satu katup dianggap cukup jika desain sudah mempertimbangkan ketidakfungsian katup ini (*Two reverse pressure differential relief valves (or their equivalent) to automatically prevent a negative pressure differential that would damage the structure. However, one valve is enough if it is of a design that reasonably precludes its malfunctioning*).
  - (3) Alat yang mampu menyamakan perbedaan tekanan udara dengan cepat (*A means by which the pressure differential can be rapidly equalized*).
  - (4) Regulator manual atau otomatis untuk mengontrol aliran udara masuk atau keluar, untuk menjaga kecepatan tekanan internal dan aliran udara (*An automatic or manual regulator for controlling the intake or exhaust airflow, or both, for maintaining the required internal pressures and airflow rates*).
  - (5) Instrumen yang menunjukkan perbedaan tekanan, ketinggian tekanan, dan kecepatan perubahan ketinggian tekanan kabin kepada pilot (*Instruments to indicate to the pilot the pressure differential, the cabin pressure altitude, and the rate of change of cabin pressure altitude*).
  - (6) Indikasi peringatan pada *pilot station* untuk menunjukkan perbedaan tekanan aman melebihi dan ketinggian tekanan kabin 10.000 kaki itu dilampaui. Peringatan ketinggian cabin 10.000 kaki dapat meningkat hingga 15.000 kaki untuk pengoperasian dari lapangan terbang ketinggian (10.000 s.d 15.000 kaki) memberikan (*Warning indication at the pilot station to indicate when the safe or preset pressure differential is exceeded and when a cabin pressure altitude of 10,000 feet is exceeded. The 10,000 foot cabin altitude warning may be increased up to 15,000 feet for operations from high altitude airfields (10,000 to 15,000 feet) provided*):
    - (i) Mode pendaratan atau lepas landas (ketinggian normal atau tinggi) dengan jelas mengindikasikan kepada kru pesawat udara (*The landing or the take off modes (normal or high altitude) are clearly indicated to the flight crew*).

- (ii) Pemilihan mode lapangan terbang ketinggian normal atau tinggi membutuhkan tidak lebih dari satu tindakan kru pesawat udara dan menjadi mode lapangan terbang normal pada saat mesin mati (*Selection of normal or high altitude airfield mode requires no more than one flight crew action and goes to normal airfield mode at engine stop*).
  - (iii) Sistem tekanan udara dirancang untuk memastikan ketinggian kabin tidak melebihi 10.000 kaki ketika terbang di atas level terbang (FL) 250 (*The pressurization system is designed to ensure cabin altitude does not exceed 10,000 feet when in flight above flight level (FL) 250*).
  - (iv) Sistem tekanan udara dan sistem peringatan ketinggian kabin dirancang untuk memastikan peringatan ketinggian kabin pada 10.000 kaki ketika terbang di atas FL 250 (*The pressurization system and cabin altitude warning system is designed to ensure cabin altitude warning at 10,000 feet when in flight above FL250*).
- (7) Plakat peringatan untuk pilot jika struktur tidak dirancang untuk perbedaan tekanan meningkat hingga setelah maksimum katup pelepas tekanan dikombinasikan dengan beban pendaratan (*A warning placard for the pilot if the structure is not designed for pressure differentials up to the maximum relief valve setting in combination with landing loads*).
- (8) Alat untuk menghentikan rotasi kompresor atau untuk membelokkan aliran udara dari kabin jika rotasi lanjutan dari kompresor kabin bertenaga mesin atau aliran lanjutan dari udara yang bocor dari kompresor akan menciptakan bahaya jika terjadi malfungsi (*A means to stop rotation of the compressor or to divert airflow from the cabin if continued rotation of an engine driven cabin compressor or continued flow of any compressor bleed air will create a hazard if a malfunction occurs*).
- (c) Jika sertifikasi untuk pengoperasian di atas 41.000 kaki dan tidak lebih dari 45.000 kaki diminta (*If certification for operation above 41,000 feet and not more than 45,000 feet is requested*)—
- (1) Pesawat terbang harus mencegah ketinggian tekanan kabin yang melebihi hal berikut setelah dekompresi dari setiap kegagalan sistem tekanan udara yang mungkin terjadi berkaitan dengan kondisi kegagalan sistem tekanan udara yang laten/tidak terdeteksi (*The airplane must prevent cabin pressure altitude from exceeding the following after decompression from any probable pressurization system failure in conjunction with any undetected, latent pressurization system failure condition*):
    - (i) Jika analisis *depressurization* menunjukkan bahwa ketinggian kabin tidak melebihi 25.000 kaki, sistem tekanan udara akan mencegah ketinggian kabin yang melebihi sejarah waktu-ketinggian kabin yang ditunjukkan dalam gambar 1 seksi ini (*If depressurization analysis shows that the cabin altitude does not exceed 25,000 feet, the pressurization system must prevent the cabin altitude from exceeding the cabin altitude-time history shown in Figure 1 of this section*).

- (ii) Ketinggian maksimum kabin terbatas pada 30.000 kaki. Jika ketinggian kabin lebih dari 25.000 kaki, waktu maksimum untuk ketinggian kabin melampaui 25.000 kaki adalah 2 menit; waktu dimulai ketika ketinggian kabin melebihi 25.000 kaki dan berhenti ketika kembali ke ketinggian 25.000 kaki (*Maximum cabin altitude is limited to 30,000 feet. If cabin altitude exceeds 25,000 feet, the maximum time the cabin altitude may exceed 25,000 feet is 2 minutes; time starting when the cabin altitude exceeds 25,000 feet and ending when it returns to 25,000 feet*).
- (2) Pesawat terbang harus mencegah ketinggian tekanan kabin melebihi ketentuan berikut setelah dekompresi dari setiap kegagalan sistem tekanan udara yang berkaitan dengan kerusakan fuselage (*The airplane must prevent cabin pressure altitude from exceeding the following after decompression from any single pressurization system failure in conjunction with any probable fuselage damage*):
- (i) Jika analisis *depressurization* menunjukkan bahwa ketinggian kabin tidak melebihi 37.000 kaki, sistem tekanan udara harus mencegah ketinggian kabin dari sejarah waktu- ketinggian kabin yang ditunjukkan dalam gambar 2 seksi ini (*If depressurization analysis shows that the cabin altitude does not exceed 37,000 feet, the pressurization system must prevent the cabin altitude from exceeding the cabin altitude-time history shown in Figure 2 of this section*).
  - (ii) Ketinggian kabin maksimum terbatas pada 40.000 kaki. Jika *Maximum cabin altitude is limited to 40,000 feet. If cabin altitude exceeds 37,000 feet, the maximum time the cabin altitude may exceed 25,000 feet is 2 minutes; time starting when the cabin altitude exceeds 25,000 feet and ending when it returns to 25,000 feet*.
- (3) Dalam menunjukkan pemenuhan persyaratan sesuai dengan paragraf (c)(1) dan (c)(2) seksi ini, dapat diasumsikan bahwa *emergency descent* dibuat dengan prosedur *emergency* yang telah disetujui. Waktu pengenalan dan reaksi kru pesawat udara selama 17 detik harus diaplikasikan antara peringatan ketinggian kabin dan permulaan *emergency descent*. Struktur *fuselage*, mesin dan kegagalan sistem diperhatikan dalam evaluasi dekompresi kabin (*In showing compliance with paragraphs (c)(1) and (c)(2) of this section, it may be assumed that an emergency descent is made by an approved emergency procedure. A 17-second flight crew recognition and reaction time must be applied between cabin altitude warning and the initiation of an emergency descent. Fuselage structure, engine and system failures are to be considered in evaluating the cabin decompression*).

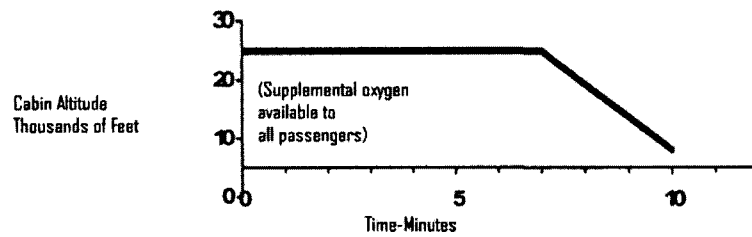


FIGURE 1—Cabin Altitude--Time History

Note: For Figure 1, time starts at the moment cabin altitude exceeds 10,000 feet during decompression.

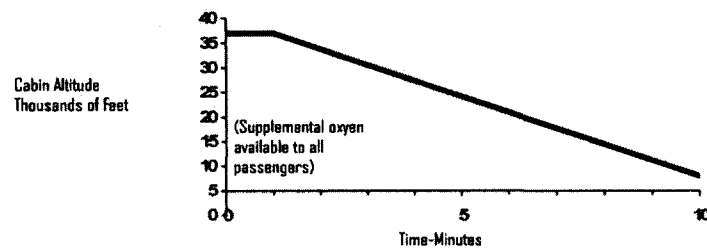


FIGURE 2—Cabin Altitude—Time History

Note: For Figure 2, time starts at the moment cabin altitude exceeds 10,000 feet during decompression.

- (d) Jika sertifikasi untuk pengoperasian di atas 45.000 kaki dan tidak lebih dari 51.000 kaki diminta (*If certification for operation above 45,000 feet and not more than 51,000 feet is requested*)—
- (1) Kabin bertekanan harus dilengkapi agar memberikan ketinggian tekanan kabin tidak lebih dari 8.000 kaki pada ketinggian pengoperasian maksimum dari pesawat terbang dalam kondisi pengoperasian normal (*Pressurized cabins must be equipped to provide a cabin pressure altitude of not more than 8,000 feet at the maximum operating altitude of the airplane under normal operating conditions*).
  - (2) Pesawat terbang harus mencegah ketinggian tekanan kabin melebihi ketentuan berikut setelah dekompresi dari adanya kondisi kegagalan yang tidak terlihat atau yang tidak mungkin terjadi (*The airplane must prevent cabin pressure altitude from exceeding the following after decompression from any failure condition not shown to be extremely improbable*):
    - (i) Dua puluh lima ribu (25.000) kaki untuk lebih dari 2 menit (*Twenty-five thousand (25,000) feet for more than 2 minutes*); atau (*or*)
    - (ii) Empat puluh ribu (40.000) kaki untuk durasi manapun (*Forty thousand (40,000) feet for any duration*).
  - (3) Struktur *fuselage*, mesin dan kegagalan sistem dipertimbangkan dalam mengevaluasi dekompresi kabin (*Fuselage structure, engine and system failures are to be considered in evaluating the cabin decompression*).

- (4) Sebagai tambahan terhadap alat penunjuk ketinggian kabin pada (b)(6) seksi ini, sinyal aural dan visual harus disediakan untuk memperingatkan kru pesawat udara ketika ketinggian tekanan kabin melebihi 10.000 kaki (*In addition to the cabin altitude indicating means in (b)(6) of this section, an aural or visual signal must be provided to warn the flight crew when the cabin pressure altitude exceeds 10,000 feet*).
- (5) Kebutuhan sensor tekanan dan sistem sensing untuk memenuhi persyaratan (b)(5), (b)(6) dan (d)(4) seksi ini dan seksi 23.14479e), harus, dalam hal terjadi tekanan kabin rendah, menjalankan alat penunjuk otomatis dan peringatan yang dibutuhkan tanpa adanya jeda yang akan meningkatkan bahaya yang timbul dari dekompresi secara signifikan (*The sensing system and pressure sensors necessary to meet the requirements of (b)(5), (b)(6), and (d)(4) of this section and sec. 23.1447(e), must, in the event of low cabin pressure, actuate the required warning and automatic presentation devices without any delay that would significantly increase the hazards resulting from decompression*).

34. Mengubah ketentuan Sub Bagian D-23.853 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (e) Sebagai tambahan, untuk pesawat terbang kategori komuter berlaku persyaratan berikut (*In addition, for commuter category airplanes the following requirements apply*):
  - (1) Setiap wadah pembuangan untuk handuk, kertas atau sampah harus tertutup rapat dan dibuat setidaknya dari bahan tahan api dan harus dapat memuat api yang mungkin terjadi di dalamnya dalam penggunaan normal. Kemampuan wadah pembuangan untuk memuat api-api tersebut pada kondisi yang mungkin terjadi saat penggunaan, *misalignment*, dan ventilasi harus dapat ditunjukkan melalui tes. Plakat berisi tulisan yang terbaca “Dilarang Membuang Puntung Rokok” harus ditempatkan pada atau di dekat pintu wadah pembuangan (*Each disposal receptacle for towels, paper, or waste must be fully enclosed and constructed of at least fire resistant materials and must contain fires likely to occur in it under normal use. The ability of the disposal receptacle to contain those fires under all probable conditions of wear, misalignment, and ventilation expected in service must be demonstrated by test. A placard containing the legible words "No Cigarette Disposal" must be located on or near each disposal receptacle door*).
  - (2) Toilet harus memiliki plakat “Dilarang Merokok” atau “Dilarang Merokok Di Dalam Toilet” yang ditempatkan mencolok pada setiap sisi pintu masuk (*Lavatories must have "No Smoking" or "No Smoking in Lavatory" placards located conspicuously on each side of the entry door*).
  - (3) Bahan (termasuk lapisan penutup atau dekorasi yang dipakai pada bahan) yang digunakan dalam setiap kompartemen yang diisi oleh kru atau penumpang harus memenuhi kriteria tes yang berlaku sebagai berikut (*Materials (including finishes or decorative surfaces applied to the materials) used in each compartment occupied by the crew or passengers must meet the following test criteria as applicable*):

- (i) *Interior ceiling panels, interior wall panels, partitions, galley structure, large cabinet walls, structural flooring, dan bahan lain yang digunakan dalam konstruksi kompartemen penyimpanan (selain kompartemen penyimpanan dibawah kursi dan kompartemen untuk menyimpan barang-barang kecil seperti majalah dan peta) harus dapat memadamkan diri sendiri ketika diuji secara vertical sesuai dengan porsi yang berlaku pada Apendiks F bagian ini atau metode sejenis lain. Panjang bekas bakar tidak boleh melebihi 6 inchi dan waktu nyala api rata-rata setelah sumber api dibuang tidak boleh melebihi 15 detik. Lelehan dari spesimen tes tidak boleh terus terbakar lebih dari 3 detik setelah jatuh (Interior ceiling panels, interior wall panels, partitions, galley structure, large cabinet walls, structural flooring, and materials used in the construction of stowage compartments (other than underseat stowage compartments and compartments for stowing small items such as magazines and maps) must be self-extinguishing when tested vertically in accordance with the applicable portions of Appendix F of this part or by other equivalent methods. The average burn length may not exceed 6 inches and the average flame time after removal of the flame source may not exceed 15 seconds. Drippings from the test specimen may not continue to flame for more than an average of 3 seconds after falling).*
- (ii) Pelapis lantai, tekstil (termasuk gorden dan kain pelapis), bantal kursi, isian bantal, kain berlapis dekoratif atau non dekoratif, kulit, baki dan *galley furnishing*, saluran listrik, insulasi termal dan akustikal, pipa udara, pelapis sambungan, garis kompartemen kargo, lapisan insulasi, transparansi dan penutup kargo, bagian yang dicetak dan *thermoformed*, sambungan pipa udara, *trim strips* (dekoratif dan gesekan), yang dibuat dari bahan yang tidak tercakup dalam paragraf (d)(3)(iv) bagian ini harus dapat memadamkan diri sendiri ketika diuji secara vertikal sesuai dengan porsi yang berlaku dalam Apendiks F bagian ini atau metode lain yang sejenis. Rata-rata panjang bekas bakar tidak boleh lebih dari 8 inchi, dan rata-rata waktu nyala api ketika sumber api telah disingkirkan tidak boleh melebihi 15 detik. Lelehan dari spesimen tes tidak boleh lebih lanjut terbakar lebih dari rata-rata 5 detik setelah jatuh. (*Floor covering, textiles (including draperies and upholstery), seat cushions, padding, decorative and nondecorative coated fabrics, leather, trays and galley furnishings, electrical conduit, thermal and acoustical insulation and insulation covering, air ducting, joint and edge covering, cargo compartment liners, insulation blankets, cargo covers and transparencies, molded and thermoformed parts, air ducting joints, and trim strips (decorative and chafing), that are constructed of materials not covered in paragraph (d)(3)(iv) of this part must be self-extinguishing when tested vertically in accordance with the applicable portions of Appendix F of this part or other approved equivalent methods. The average burn length may not exceed 8 inches and the average flame time after removal of the flame source may not exceed 15 seconds. Drippings from the test specimen may not continue to flame for more than an average of 5 seconds after falling).*



- (iii) Film harus merupakan film yang aman dan telah memenuhi Spesifikasi Standar yang disetujui oleh Ditjen Hubud. Jika film disiarkan melalui saluran, maka saluran tersebut harus memenuhi persyaratan pada paragraf (d)(3)(ii) bagian ini (*Motion picture film must be safety film meeting the Standard Specifications acceptable by DGCA. If the film travels through ducts, the ducts must meet the requirements of paragraph (d)(3)(ii) of this part*).
- (iv) Tanda dan jendela akrilik, bagian yang secara keseluruhan atau bagiannya terbuat dari bahan elasometrik, rangkainan instrument dengan tepian berlampu yang terdiri dari dua atau lebih instrument pada *housing* yang sama, sabuk pengaman, *shoulder harness*, peralatan pengikat bagasi dan kargo, tempat penyimpanan barang, palet, dll, yang digunakan dalam kompartemen penumpang atau kru, mungkin tidak memiliki rata-rata bekas bakar lebih dari 2,5 inchi per menit ketika diuji secara horizontal sesuai dengan porsi Apendiks F bagian ini yang berlaku atau metode sejenis lain yang disetujui (*Acrylic windows and signs, parts constructed in whole or in part of elastomeric materials, edge lighted instrument assemblies consisting of two or more instruments in a common housing, seatbelts, shoulder harnesses, and cargo and baggage tiedown equipment, including containers, bins, pallets, etc., used in passenger or crew compartments, may not have an average burn rate greater than 2.5 inches per minute when tested horizontally in accordance with the applicable portions of Appendix F of this part or by other approved equivalent methods*).
- (v) Kecuali untuk insulasi kabel listrik, dan bagian kecil (seperti kenop, pegangan, *roller*, pengikat, klip, *grommet*, *rub strip*, katrol, dan bagian listrik kecil) yang Direktur Jenderal anggap tidak mempengaruhi perambatan api secara signifikan, bahan yang tidak dijelaskan dalam paragraf (d)(3)(i),(ii),(iii), atau (iv) bagian ini mungkin tidak memiliki bekas bakar lebih dari 4,0 inchi per menit ketika diuji secara horizontal sesuai dengan porsi yang berlaku pada Apendiks F bagian ini atau metode sejenis lain yang disetujui (*Except for electrical wire cable insulation, and for small parts (such as knobs, handles, rollers, fasteners, clips, grommets, rub strips, pulleys, and small electrical parts) that the Director General finds would not contribute significantly to the propagation of a fire, materials in items not specified in paragraphs (d)(3) (i), (ii), (iii), or (iv) of this part may not have a burn rate greater than 4.0 inches per minute when tested horizontally in accordance with the applicable portions of Appendix F of this part or by other approved equivalent methods*).

35. Menambah ketentuan Sub Bagian D-23.856, yang berbunyi sebagai berikut:

23.856 Bahan insulasi akustik/thermal (*Thermal/acoustic insulation materials*).

Bahan insulasi thermal/akustik yang terpasang pada *fuselage* harus memenuhi persyaratan tes perambatan nyala api pada bagian II Apendiks F bagian ini, atau persyaratan sejenis lain yang disetujui. Persyaratan ini tidak berlaku untuk “bagian kecil” seperti dijelaskan dalam seksi 23.853(d)(3)(v) (*Thermal/acoustic insulation material installed in the fuselage must meet the flame propagation test requirements of part II of Appendix F to this part, or other approved equivalent test requirements. This requirement does not apply to “small parts,” as defined in sec. 23.853(d)(3)(v).*

36. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.901 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Setiap pemasangan mesin turbin harus dikonstruksikan dan diatur agar (*Each turbine engine installation must be constructed and arranged to*) -
- (1) Menghasilkan karakteristik getaran kerangka (*carcass*) yang tidak melebihi apa yang telah ditetapkan selama sertifikasi tipe untuk mesin (*Result in carcass vibration characteristics that do not exceed those established during the type certification of the engine*).
  - (2) Memastikan bahwa kemampuan mesin yang dipasang untuk bertahan terhadap gangguan hujan, hujan batu, hujan es, dan burung ke dalam lubang masuk mesin tidak kurang dari kemampuan yang dimiliki mesin tersebut sesuai seksi 23.903(a)(2) (*Ensure that the capability of the installed engine to withstand the ingestion of rain, hail, ice, and birds into the engine inlet is not less than the capability established for the engine itself under Sec. 23.903(a)(2).*

37. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.903 huruf (a) dan (b), sehingga berbunyi sebagai berikut:

- (a) Sertifikat tipe mesin (*Engine type certificate*).
- (1) Setiap mesin harus memiliki sertifikat tipe dan harus memenuhi persyaratan yang berlaku sesuai CASR Bagian 34 (*Each engine must have a type certificate and must meet the applicable requirements of the CASR Part 34*).
  - (2) Setiap mesin turbin dan pemasangannya harus memenuhi salah satu hal berikut (*Each turbine engine and its installation must comply with one of the following*):
    - (i) Seksi 33.76, 33.77 dan 33.78 dari CASR Bagian 33 yang ditetapkan tanggal 26 Februari 2009, atau amandemennya (*Sections 33.76, 33.77 and 33.78 of CASR Part 33 in effect on February 26, 2009, or as subsequently amended*); or
    - (ii) Reserved]

- (iii) Seksi 33.77 CASR Bagian 33 yang ditetapkan tanggal 27 Desember 1993, kecuali sejarah *ingestion* benda asing terhadap mesin telah menyebabkan kondisi yang tidak aman (*Section 33.77 of CASR Part 33 in effect on Desember 27, 1993, unless that engine's foreign object ingestion service history has resulted in an unsafe condition*); atau (or)
  - (iv) Ditampilkan untuk memiliki sejarah *ingestion* benda asing terhadap mesin pada lokasi pemasangan yang sama yang tidak menyebabkan kondisi yang tidak aman (*Be shown to have a foreign object ingestion service history in similar installation locations which has not resulted in any unsafe condition*).
- (b) Pemasangan mesin turbin. Untuk pemasangan mesin turbin (*Turbine engine installations. For turbine engine installations*) –
- (1) Desain pencegahan harus dibuat untuk meminimalisasi bahaya terhadap pesawat terbang dalam hal terjadi kegagalan rotor mesin atau munculnya api dari dalam mesin yang akan membakar melalui penutup mesin (*Design precautions must be taken to minimize the hazards to the airplane in the event of an engine rotor failure or of a fire originating inside the engine which burns through the engine case*).
  - (2) Sistem pembangkit tenaga listrik yang terhubung dengan alat control mesin, sistem dan instrumentasi harus dirancang untuk memberikan jaminan bahwa batasan-batasan pengoperasian yang menimbulkan dampak tidak baik terhadap kesatuan structural rotor turbin tidak akan berlebihan dalam pelayanan (*The powerplant systems associated with engine control devices, systems, and instrumentation must be designed to give reasonable assurance that those operating limitations that adversely affect turbine rotor structural integrity will not be exceeded in service*).
  - (3) Untuk mesin yang dipasang pada *fuselage* di belakang kabin, pengaruh keluarnya kipas pada *inlet case* (*fan disconnect*) harus ditunjukkan, penumpang harus dilindungi, dan pesawat terbang harus dapat dikendalikan untuk memudahkan penerbangan dan pendaratan yang aman (*For engines embedded in the fuselage behind the cabin, the effects of a fan exiting forward of the inlet case (fan disconnect) must be addressed, the passengers must be protected, and the airplane must be controllable to allow for continued safe flight and landing*).

38. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.905 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Sistem control *pitch* pisau baling-baling harus memenuhi persyaratan seksi 35.21, 35.23, 35.42 dan seksi 35.43 CASR Bagian 35 (*propeller blade pitch control system must meet the requirements of secs. 35.21, 35.23, 35.42 and sec. 35.43 of CASR Part 35*).

39. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.907, sehingga berbunyi sebagai berikut :

- 23.907 Kelelahan dan Getaran Baling-baling (*Propeller vibration and fatigue*).  
 Seksi ini tidak berlaku untuk baling-baling kayu *fixed-pitch* dengan desain konvensional (*This section does not apply to fixed-pitch wood propellers of conventional design*).

- (a) Pemohon harus menentukan besarnya tekanan atau beban getaran baling-baling, termasuk puncak tekanan dan kondisi resonan, melalui *envelope* operasional pesawat terbang dengan hal-hal berikut (The applicant must *determine the magnitude of the propeller vibration stresses or loads, including any stress peaks and resonant conditions, throughout the operational envelope of the airplane by either*):
- (1) Pengukuran tekanan atau beban melalui pengujian atau analisis langsung berdasarkan pada pengujian langsung terhadap baling-baling pesawat terbang dan pemasangan mesin dimana persetujuan dibutuhkan (*Measurement of stresses or loads through direct testing or analysis based on direct testing of the propeller on the airplane and engine installation for which approval is sought*); atau (or)
  - (2) Perbandingan baling-baling dengan baling-baling lain yang sama terpasang pada pesawat terbang yang sama dimana pengukuran telah dilakukan (*Comparison of the propeller to similar propellers installed on similar airplane installations for which these measurements have been made*).
- (b) Pemohon harus mendemonstrasikan dengan pengujian, analisis berdasarkan tes, atau pengalaman sebelumnya pada desain yang sama dimana baling-baling tidak mengalami efek putaran yang membahayakan di sepanjang *envelope* operasional dari pesawat terbang (*The applicant must demonstrate by tests, analysis based on tests, or previous experience on similar designs that the propeller does not experience harmful effects of flutter throughout the operational envelope of the airplane*).
- (c) Pemohon harus melakukan evaluasi terhadap baling-baling untuk menunjukkan bahwa kegagalan karena kelelahan akan dihindari selama masa operasional dari baling-baling dengan menggunakan data kelelahan dan struktural yang diperoleh sesuai dengan bagian 35 Bab ini dan data getaran yang diperoleh berdasarkan pemenuhan persyaratan terhadap paragraf (a) seksi ini. Sesuai tujuan paragraf ini, baling-baling disini termasuk *hub*, *blade*, komponen penyimpanan *blade*, dan komponen baling-baling lain dimana kegagalan yang disebabkan kelelahan dapat menjadi bencana bagi pesawat terbang. Evaluasi ini harus mencakup (*The applicant must perform an evaluation of the propeller to show that failure due to fatigue will be avoided throughout the operational life of the propeller using the fatigue and structural data obtained in accordance with part 35 of this chapter and the vibration data obtained from compliance with paragraph (a) of this section. For the purpose of this paragraph, the propeller includes the hub, blades, blade retention component and any other propeller component whose failure due to fatigue could be catastrophic to the airplane. This evaluation must include*):
- (1) *Spectra* muatan yang dimaksudkan termasuk semua getaran baling-baling dan pola putaran muatan yang dapat diperkirakan, kondisi darurat yang dapat dikenali, *overspeed* dan *overtorque* yang diperbolehkan, dan efek suhu dan kelembaban yang diharapkan dalam pelayanan

*(The intended loading spectra including all reasonably foreseeable propeller vibration and cyclic load patterns, identified emergency conditions, allowable overspeeds and overtorques, and the effects of temperatures and humidity expected in service).*

- (2) Efek pengoperasian pesawat terbang dan baling-balin, dan batasan kelaikudaraan *(The effects of airplane and propeller operating and airworthiness limitations).*

40. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.1165 huruf (f), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (f) Sebagai tambahan, untuk kategori pesawat komuter, setiap sistem pengapian mesin turbin harus merupakan beban elektrik yang penting *(In addition, for commuter category airplanes, each turbine engine ignition system must be an essential electrical load).*

41. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.1193 huruf (g), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (g) Sebagai tambahan, untuk semua pesawat terbang dengan mesin yang ditempelkan pada *fuselage* atau pada *pylon* di buritan *fuselage*, pesawat terbang harus dirancang sehingga tidak ada api yang berasal dari kompartemen mesin dapat masuk, baik melalui *opening* maupun *burn-through*, atau area lain dimana kemungkinan dapat menyebabkan bahaya tambahan *(In addition, for all airplanes with engine(s) embedded in the fuselage or in pylons on the aft fuselage, the airplane must be designed so that no fire originating in any engine compartment can enter, either through openings or by burn-through, any other region where it would create additional hazards).*

42. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.1195 huruf (a), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Untuk semua pesawat terbang dengan mesin ditempelkan pada *fuselage* atau pada *pylon* di buritan *fuselage*, sistem pemadaman api harus dipasang dan memenuhi beberapa persyaratan sebagai berikut *(For all airplanes with engine(s) embedded in the fuselage or in pylons on the aft fuselage, fire extinguishing systems must be installed and compliance shown with the following):*
  - (1) Kecuali untuk seksi *combustor*, turbin dan *tailpipe* dalam pemasangan mesin turbin, yang memuat garis atau komponen yang membawa cairan atau gas mudah terbakar dimana api berasal dalam seksi ini harus dipastikan dapat dikontrol, sistem pemadaman api harus dapat digunakan untuk setiap kompartemen mesin *(Except for combustor, turbine, and tailpipe sections of turbine engine installations that contain lines or components carrying flammable fluids or gases for which a fire originating in these sections is shown to be controllable, a fire extinguisher system must serve each engine compartment);*
  - (2) Sistem pemadaman api, jumlah petugas pemadam, tingkat kecepatan *discharge* dan distribusi *discharge* harus cukup untuk memadamkan api. Sistem individual “satu kali tembakan” dapat digunakan, kecuali untuk mesin yang ditempelkan pada *fuselage*, dimana sistem “dua kali tembakan” yang diperlukan *(The fire extinguishing system, the quantity of the extinguishing agent, the rate*

*of discharge, and the discharge distribution must be adequate to extinguish fires. An individual "one shot" system may be used, except for engine(s) embedded in the fuselage, where a "two shot" system is required).*

- (3) Sistem pemadaman api untuk nacelle harus dapat untuk melindungi setiap kompartemen nacelle secara simultan pada saat perlindungan telah disediakan (*The fire extinguishing system for a nacelle must be able to simultaneously protect each compartment of the nacelle for which protection is provided*).

43. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.1197, sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.1197 Bahan Pemadam Api (*Fire Extinguishing Agents*)

Untuk pesawat terbang dengan mesin ditempelkan pada fuselage atau pada pylon di fuselage, maka ketentuan berikut berlaku (*For all airplanes with engine(s) embedded in the fuselage or in pylons on the aft fuselage the following applies*):

- (a) Bahan pemadam api harus (*Fire extinguishing agents must*) -
- (1) Mampu memadamkan api yang berasal dari kebakaran cairan atau bahan mudah terbakar lain di area yang dilindungi dengan sistem pemadaman api (*Be capable of extinguishing flames emanating from any burning of fluids or other combustible materials in the area protected by the fire extinguishing system*); dan (*and*)
  - (2) Memiliki kestabilan panas pada range suhu yang mungkin dialami oleh kompartemen dimana kompartemen tersebut disimpan (*Have thermal stability over the temperature range likely to be experienced in the compartment in which they are stored*).
- (b) Jika bahan pemadam racun digunakan, harus dibuat ketentuan untuk mencegah konsentrasi cairan atau uap air yang membahayakan (dari kebocoran selama pengoperasian pesawat terbang secara normal atau sebagai hasil dari pembuangan alat pemadam api di darat atau pada saat terbang) dari masuk ke dalam kompartemen personil, walaupun begitu kerusakan mungkin masih tetap ada dalam sistem pemadaman. Hal ini harus dapat ditunjukkan dalam pengujian kecuali untuk sistem pemadaman api untuk kompartemen built-in carbon dioxide fuselage yang (*If any toxic extinguishing agent is used, provisions must be made to prevent harmful concentrations of fluid or fluid vapors (from leakage during normal operation of the airplane or as a result of discharging the fire extinguisher on the ground or in flight) from entering any personnel compartment, even though a defect may exist in the extinguishing system. This must be shown by test except for built-in carbon dioxide fuselage compartment fire extinguishing systems for which*) -

- (1) 5 pon atau kurang karbon dioksida akan dibuang, sesuai dengan prosedur kendali api yang telah diterbitkan, ke dalam kompartemen *fuselage* (*Five pounds or less of carbon dioxide will be discharged, under established fire control procedures, into any fuselage compartment*); atau (or)
- (2) Peralatan pelindung pernafasan tersedia bagi setiap kru pesawat terbang yang sedang bertugas dalam penerbangan (*Protective breathing equipment is available for each flight crewmember on flight deck duty*).

44. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.1199, sehingga berbunyi sebagai berikut :

#### 23.1199 Wadah Bahan Pemadam (*Extinguishing Agent Containers*)

Untuk semua pesawat terbang dengan mesin ditempelkan pada *fuselage* atau *pylon* di *aft fuselage* ketentuan berikut berlaku (*For all airplanes with engine(s) embedded in the fuselage or in pylons on the aft fuselage the following applies*):

- (a) Setiap wadah bahan pemadam api harus memiliki pelepas tekanan yang berguna untuk mencegah terjadinya ledakan karena adanya tekanan yang besar dari dalam (*Each extinguishing agent container must have a pressure relief to prevent bursting of the container by excessive internal pressures*).
- (b) Akhir pembuangan dari setiap garis pembuangan dari sambungan pelepas tekanan harus ditempatkan sehingga pembuangan bahan pemadam api tidak akan merusak pesawat terbang. Garis ini juga harus ditempatkan atau dilindungi untuk mencegah penyumbatan akibat es atau bahan lain (*The discharge end of each discharge line from a pressure relief connection must be located so that discharge of the fire extinguishing agent would not damage the airplane. The line must also be located or protected to prevent clogging caused by ice or other foreign matter*).
- (c) Sebuah alat harus disediakan untuk setiap wadah bahan pemadam api untuk menunjukkan bahwa wadah telah dikosongkan atau tekanan *charging* di bawah kebutuhan minimum yang telah ditetapkan agar dapat berjalan sesuai fungsinya (*A means must be provided for each fire extinguishing agent container to indicate that the container has discharged or that the charging pressure is below the established minimum necessary for proper functioning*).
- (d) Suhu wadah harus dijaga, sesuai dengan persyaratan pengoperasian, untuk mencegah tekanan di dalam kontaner dari hal (*The temperature of each container must be maintained, under intended operating conditions, to prevent the pressure in the container from*) –

- (1) Jatuh di bawah kebutuhan agar mampu memberikan kecepatan pembuangan yang cukup (*Falling below that necessary to provide an adequate rate of discharge*); atau (or)
- (2) Naik cukup tinggi yang menyebabkan pembuangan yang prematur (*Rising high enough to cause premature discharge*).
- (e) Jika kapsul *pyrotechnic* digunakan untuk membuang bahan pemadam api, setiap wadah harus dipasang sehingga persyaratan suhu tidak akan mengakibatkan kerusakan kapsul *pyrotechnic* yang berbahaya (*If a pyrotechnic capsule is used to discharge the extinguishing agent, each container must be installed so that temperature conditions will not cause hazardous deterioration of the pyrotechnic capsule*).

45. Mengubah ketentuan Sub Bagian E-23.1199, sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.1201 Materi Sistem Pemadaman Api (*Fire Extinguishing System Materials*)

Untuk semua pesawat terbang dengan mesin ditempelkan pada *fuselage* atau pada *pylon* di *aft fuselage* berlaku hal-hal sebagai berikut (*For all airplanes with engine(s) embedded in the fuselage or in pylons on the aft fuselage the following applies*):

- (a) Material sistem pemadaman api tidak boleh bereaksi secara kimia dengan bahan pemadam sehingga dapat menyebabkan bahaya (*No material in any fire extinguishing system may react chemically with any extinguishing agent so as to create a hazard*).
- (b) Setiap komponen sistem pada kompartemen mesin harus anti api (*Each system component in an engine compartment must be fireproof*).

46. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1301, sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.1301 Fungsi dan instalasi (*Function and installation*).

Setiap barang dari peralatan yang dipasang harus (*Each item of installed equipment must*) -

- (a) Jenis dan desainnya harus sesuai dengan fungsi yang dimaksudkan (*Be of a kind and design appropriate to its intended function*).
- (b) Diberi label sesuai dengan identifikasi, fungsi atau batasan pengoperasian atau kombinasi ketiga faktor tersebut (*Be labeled as to its identification, function, or operating limitations, or any applicable combination of these factors*); dan (and)
- (c) Dipasang sesuai dengan batasan yang ada pada peralatan tersebut (*Be installed according to limitations specified for that equipment*).



47. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1303 huruf (c) , sehingga berbunyi sebagai berikut :

(c) Indikator arah magnetik (*A magnetic direction indicator*).

48. Menambah 23.1306 di antara 23.1305 dan 23.1307 pada Sub Bagian F, yang berbunyi sebagai berikut :

23.1306 Perlindungan Sistem Elektronik dan Elektrik terhadap Petir (*Electrical and electronic system lightning protection*).

(a) Setiap sistem elektronik dan elektrikal, dimana jika terganggu fungsinya, akan mengganggu penerbangan dan pendaratan pesawat terbang, harus dirancang dan dipasang sehingga (*Each electrical and electronic system that performs a function, for which failure would prevent the continued safe flight and landing of the airplane, must be designed and installed so that*)—

(1) Fungsinya tidak terpengaruh pada saat dan setelah pesawat terbang terkena petir (*The function is not adversely affected during and after the time the airplane is exposed to lightning*); dan (*and*)

(2) Sistem otomatis kembali pada kondisi normal segera setelah pesawat terbang terkena petir (*The system automatically recovers normal operation of that function in a timely manner after the airplane is exposed to lightning*).

(b) Untuk pesawat terbang yang disetujui untuk melakukan penerbangan instrument, setiap sistem elektrikal dan elektronik yang bila gagal berfungsi akan mengurangi kemampuan pesawat terbang atau kemampuan kru pesawat udara untuk merespon keadaan operasi yang tidak baik, harus dirancang dan dipasang sehingga operasi pesawat dapat kembali normal segera setelah pesawat terbang terkena petir (*For airplanes approved for instrument flight rules operation, each electrical and electronic system that performs a function, for which failure would reduce the capability of the airplane or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition, must be designed and installed so that the function recovers normal operation in a timely manner after the airplane is exposed to lightning*).

49. Menambah 23.1308 di antara 23.1307 dan 23.1309 pada Sub Bagian F, yang berbunyi sebagai berikut :

23.1308 Perlindungan terhadap *High-Intensity Radiated Field* (HIRF) (*High-intensity Radiated Fields (HIRF) Protection*).

(a) Kecuali telah dijelaskan dalam paragraf (d) seksi ini, setiap sistem elektrikal dan elektronik dimana bila terjadi kegagalan fungsi menyebabkan gangguan keselamatan pada saat pesawat terbang dan mendarat, harus dirancang dan dipasang agar (*Except as provided in paragraph (d) of this section, each electrical and electronic system that performs a function whose failure would prevent the continued safe flight and landing of the airplane must be designed and installed so that*)—

- (1) Fungsinya tidak akan membawa pengaruh buruk selama dan setelah pesawat terbang terkena lingkungan HIRF I, seperti dijelaskan dalam Apendiks J bagian ini (*The function is not adversely affected during and after the time the airplane is exposed to HIRF environment I, as described in appendix J to this part*);
  - (2) Sistem akan otomatis kembali pada fungsi operasi normal, segera setelah pesawat terbang terkena lingkungan HIRF I, seperti dijelaskan pada Apendiks J bagian ini, kecuali sistem recovery tersebut mengganggu sistem operasional atau fungsional lain (*The system automatically recovers normal operation of that function, in a timely manner, after the airplane is exposed to HIRF environment I, as described in appendix J to this part, unless the system's recovery conflicts with other operational or functional requirements of the system*); dan (*and*)
  - (3) Sistem tidak akan berpengaruh buruk selama dan setelah pesawat terbang terkena lingkungan HIRF II, seperti dijelaskan dalam Apendiks J bagian ini (*The system is not adversely affected during and after the time the airplane is exposed to HIRF environment II, as described in appendix J to this part*).
- (b) Setiap sistem elektrik dan elektronik yang bila fungsinya gagal beroperasi akan mengurangi kemampuan pesawat terbang atau kemampuan kru pesawat udara untuk melakukan tindakan terhadap kondisi pengoperasian yang kurang baik harus dirancang dan dipasang agar sistem tidak terpengaruh ketika alat yang menjalankan fungsi tersebut terkena *equipment HIRF test level 1 or 2* sebagaimana dijelaskan dalam Apendiks J bagian ini (*Each electrical and electronic system that performs a function whose failure would significantly reduce the capability of the airplane or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition must be designed and installed so the system is not adversely affected when the equipment providing the function is exposed to equipment HIRF test level 1 or 2, as described in appendix J to this part*).
- (c) Setiap sistem elektrik dan elektronik yang bila fungsinya gagal beroperasi akan mengurangi kemampuan pesawat terbang atau kemampuan kru pesawat udara untuk melakukan tindakan terhadap kondisi pengoperasian yang kurang baik harus dirancang dan dipasang agar sistem tidak terpengaruh ketika alat yang menjalankan fungsi tersebut terkena *equipment HIRF test level 3* sebagaimana dijelaskan dalam Apendiks J bagian ini (*Each electrical and electronic system that performs a function whose failure would reduce the capability of the airplane or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition must be designed and installed so the system is not adversely affected when the equipment providing the function is exposed to equipment HIRF test level 3, as described in appendix J to this part*).

- (d) Sistem elektrik atau elektronik dimana bila terjadi kegagalan fungsi menyebabkan gangguan keselamatan pada saat pesawat terbang dan mendarat, harus dirancang dan dipasang tanpa memenuhi ketentuan paragraf (a) (*An electrical or electronic system that performs a function whose failure would prevent the continued safe flight and landing of an airplane may be designed and installed without meeting the provisions of paragraph (a) provided*)—
  - (1) Sistem sebelumnya telah menunjukkan pemenuhan terhadap persyaratan khusus untuk HIRF, dijelaskan dalam CASR 21.16 (*The system has previously been shown to comply with special conditions for HIRF, prescribed under CASR 21.16*).
  - (2) Karakteristik sistem imunitas HIRF tidak berubah sejak pemenuhan persyaratan khusus ditunjukkan (*The HIRF immunity characteristics of the system have not changed since compliance with the special conditions was demonstrated*); dan (*and*)
  - (3) Menyediakan data yang digunakan untuk menunjukkan pemenuhan persyaratan khusus (*The data used to demonstrate compliance with the special conditions is provided*).

50. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1309, sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.1309 Peralatan, Sistem dan Pemasangan (*Equipment, Systems, and Installations*)

Persyaratan pada bagian ini, kecuali telah dijelaskan dalam paragraf (a) sampai (d), sebagai tambahan pada persyaratan desain khusus CASR bagian 23, untuk peralatan atau sistem yang terpasang pada pesawat terbang. Bagian ini adalah peraturan persyaratan umum dan tidak meniadakan persyaratan yang diatur dalam bagian lain dari CASR bagian 23 ini (*The requirements of this section, except as identified in paragraphs (a) through (d), are applicable, in addition to specific design requirements of CASR part 23, to any equipment or system as installed in the airplane. This section is a regulation of general requirements and does not supersede any requirements contained in another section of CASR part 23*).

- (a) Peralatan dan sistem pesawat terbang harus dirancang dan dipasang agar (*The airplane equipment and systems must be designed and installed so that*):
  - (1) Peralatan dan sistem yang dibutuhkan untuk sertifikasi tipe atau untuk pengoperasian harus beroperasi sesuai dengan persyaratan lingkungan dan pengopeasian pesawat udara, termasuk efek tidak langsung dari sambaran petir (*Those required for type certification or by operating rules perform as intended under the airplane operating and environmental conditions, including the indirect effects of lightning strikes*).

- (2) Peralatan dan sistem tidak berpengaruh buruk terhadap keselamatan pesawat terbang atau penumpang, atau fungsi peralatan dan sistem termuat dalam paragraf (a)(1) bagian ini (*Any equipment and system does not adversely affect the safety of the airplane or its occupants, or the proper functioning of those covered by paragraph (a)(1) of this section*).
- (b) Keadaan kegagalan minor, mayor, berbahaya atau bencana besar, yang terjadi selama *Type Inspection Authorization* atau pengujian sertifikat terbang Ditjen Hubud, harus memiliki analisis akar masalah dan tindakan perbaikan (*Minor, major, hazardous, or catastrophic failure condition(s), which occur during Type Inspection Authorization or DGCA flight-certification testing, must have root cause analysis and corrective action*).
- (c) Sistem pesawat terbang dan komponen terkait dipertimbangkan untuk dipisah dan terkait dengan sistem lain, harus dirancang dan dipasang agar (*The airplane systems and associated components considered separately and in relation to other systems, must be designed and installed so that*):
- (1) Setiap kondisi kegagalan karena bencana tidak mungkin terjadi secara ekstrim dan tidak disebabkan oleh kegagalan tunggal (*Each catastrophic failure condition is extremely improbable and does not result from a single failure*);
  - (2) Setiap kondisi kegagalan yang berbahaya berjarak sangat jauh (*Each hazardous failure condition is extremely remote*); dan (*and*)
  - (3) Setiap kondisi kegagalan mayor letaknya jauh terpencil (*Each major failure condition is remote*).
- (d) Informasi terkait kondisi pengoperasian sistem yang tidak aman harus diberikan secara tepat waktu kepada kru agar mereka dapat mengambil tindakan perbaikan yang sesuai. Peringatan yang tepat harus diberikan jika kesadaran pilot atau tindakan perbaikan dibutuhkan. Sistem dan control, termasuk tanda dan isyarat, harus dirancang untuk meminimalisasi kesalahan kru yang akan menyebabkan bahaya tambahan (*Information concerning an unsafe system operating condition must be provided in a timely manner to the crew to enable them to take appropriate corrective action. An appropriate alert must be provided if immediate pilot awareness and immediate or subsequent corrective action is required. Systems and controls, including indications and annunciations, must be designed to minimize crew errors which could create additional hazards*).

51. Menambah 23.1310 sebelum 23.1311 pada Sub Bagian F, yang berbunyi sebagai berikut :

23.1310 Kapasitas Sumber Tenaga dan Distribusi (*Power source capacity and distribution*).

- (a) Setiap pemasangan sistem yang fungsinya dibutuhkan untuk sertifikasi tipe atau untuk memenuhi persyaratan pengoperasian dan membutuhkan sumber tenaga, adalah “beban penting” pada sumber tenaga. Sumber tenaga dan sistem harus dapat memberikan beban tenaga pada kombinasi pengoperasian yang mungkin terjadi dan untuk lama waktu yang dimungkinkan (*Each installation whose functioning is required for type certification or under operating rules and that requires a power supply is an “essential load” on the power supply. The power sources and the system must be able to supply the following power loads in probable operating combinations and for probable durations*):
  - (1) Beban yang terhubung dengan sistem yang berfungsi dengan normal (*Loads connected to the system with the system functioning normally*).
  - (2) Beban yang penting, setelah kegagalan penggerak utama, *power converter*, atau alat penyimpanan energy (*Essential loads, after failure of any one prime mover, power converter, or energy storage device*).
  - (3) Beban penting setelah kegagalan (*Essential loads after failure of*)—
    - (i) Satu mesin pada pesawat mesin bermesin ganda (*Any one engine on two-engine airplanes*); dan (*and*)
    - (ii) Dua mesin pada pesawat terbang dengan tiga mesin atau lebih (*Any two engines on airplanes with three or more engines*).
  - (4) Beban penting untuk sumber tenaga alternatif dibutuhkan, setelah kegagalan atau malfungsi pada salah satu sistem sumber tenaga, sistem distribusi atau sistem utilisasi lain (*Essential loads for which an alternate source of power is required, after any failure or malfunction in any one power supply system, distribution system, or other utilization system*).
- (b) Dalam menentukan kesesuaian dengan paragraf (a)(2) dan (3) bagian ini, beban tenaga harus diasumsikan untuk dikurangi sesuai dengan prosedur *monitoring* konsisten dengan keselamatan dari jenis pengoperasian yang disetujui. Beban yang tidak dibutuhkan pada penerbangan yang dikontrol, tidak perlu dipertimbangkan pada kondisi tidak beroperasinya dua mesin pada pesawat terbang dengan tiga mesin atau lebih (*In determining compliance with paragraphs (a)(2) and (3) of this section, the power loads may be assumed to be reduced under a monitoring procedure consistent with safety in the kinds of operation authorized. Loads not required in controlled flight need not be considered for the two-engine-inoperative condition on airplanes with three or more engines*).

52. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1311 huruf (a) dan (b), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Indikator petunjuk elektronik, termasuk yang memiliki fitur yang membuat isolasi dan kebebasan antara sistem instrument pembangkit tenaga yang tidak praktis (*Electronic display indicators, including those with features that make isolation and independence between powerplant instrument systems impractical*), harus (*must*):
- (1) Memenuhi persyaratan susunan dan jarak pandang seperti diatur dalam bagian 23.1321 (*Meet the arrangement and visibility requirements of sec. 23.1321*).
  - (2) Mudah dibaca dalam keadaan pencahayaan apapun di dalam kokpit, termasuk cahaya matahari langsung, dengan mempertimbangkan tingkat kecerahan layar elektronik yang diharapkan pada indikator petunjuk elektronik. Batasan yang spesifik pada sistem tampilan harus termuat dalam *Instructions for Continued Airworthiness* seperti dipersyaratkan dalam 23.1529 (*Be easily legible under all lighting conditions encountered in the cockpit, including direct sunlight, considering the expected electronic display brightness level at the end of an electronic display indicator's useful life. Specific limitations on display system useful life must be contained in the Instructions for Continued Airworthiness required by sec. 23.1529*).
  - (3) Tidak menghalangi tampilan dari posisi pesawat terbang, kecepatan udara, ketinggian atau parameter pembangkit tenaga yang dibutuhkan bagi pilot untuk mengatur tenaga di dalam batasan-batasan yang telah ditentukan, pada mode pengoperasian normal (*Not inhibit the primary display of attitude, airspeed, altitude, or powerplant parameters needed by any pilot to set power within established limitations, in any normal mode of operation*).
  - (4) Tidak menghalangi tampilan utama dari parameter mesin yang dibutuhkan bagi pilot untuk dapat mengatur dengan tepat dan mengawasi batasan pembangkit tenaga pada mode mesin mulai dioperasikan (*Not inhibit the primary display of engine parameters needed by any pilot to properly set or monitor powerplant limitations during the engine starting mode of operation*).
  - (5) Untuk sertifikasi operasi *Instrument Flight Rules (IFR)*, memiliki indikator arah magnetic dan altimeter mekanik sekunder, indikator kecepatan udara, dan instrument posisi pesawat terbang atau parameter tampilan elektronik untuk ketinggian, kecepatan udara dan posisi yang terpisah dari sistem tenaga elektrik yang utama dari pesawat terbang. Instrumen sekunder tersebut dapat dipasang pada posisi panel yang dipindahkan dari posisi utama sebagaimana dijelaskan dalam bagian 23.1321 (d), tapi harus diletakkan dimana instrument tersebut memenuhi persyaratan jarak pandang pilot sebagaimana diatur dalam bagian 23.1321(a) (*For certification for Instrument Flight Rules (IFR) operations, have an independent magnetic direction indicator and either an independent secondary mechanical altimeter, airspeed indicator, and attitude instrument or an electronic display parameters for the altitude, airspeed, and attitude that are independent from the airplane's primary electrical power system. These secondary instruments may be installed in panel positions that are displaced from the primary positions specified by sec. 23.1321(d), but must be located where they meet the pilot's visibility requirements of sec. 23.1321(a)*).

- (6) Menggabungkan isyarat sensorik yang memberikan pandangan sekilas mengenai kecepatan, jika sesuai, informasi tren berdasarkan parameter ditampilkan bagi pilot (*Incorporate sensory cues that provide a quick glance sense of rate and, where appropriate, trend information to the parameter being displayed to the pilot*).
  - (7) Menggabungkan tampilan visual dari penanda instrument seperti dipersyaratkan bagian 23.1541 hingga 23.1553, atau tampilan visual untuk memperingatkan pilot jika terjadi kejadian operasional abnormal atau mendekati batasan yang telah ditentukan, untuk setiap parameter yang butuh untuk ditampilkan pada bagian ini (*Incorporate equivalent visual displays of the instrument markings required by secs. 23.1541 through 23.1553, or visual displays that alert the pilot to abnormal operational values or approaches to established limitation values, for each parameter required to be displayed by this part*).
- (b) Indikator tampilan elektronik, termasuk sistem dan pemasangan mereka, dan mempertimbangkan sistem pesawat terbang lain, harus dirancang agar informasi yang penting untuk keselamatan penerbangan dapat tersedia dalam satu detik oleh kru dengan tindakan tunggal pilot atau dengan alat otomatis untuk operasi yang aman, setelah terjadi kegagalan tunggal atau kombinasi beberapa kegagalan yang mungkin terjadi (*The electronic display indicators, including their systems and installations, and considering other airplane systems, must be designed so that one display of information essential for continued safe flight and landing will be available within one second to the crew by a single pilot action or by automatic means for continued safe operation, after any single failure or probable combination of failures*).
53. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1323 huruf (e), sehingga berbunyi sebagai berikut :
- (e) Sebagai tambahan, untuk pesawat kategori normal, utility, dan akrobatik bermesin *multiengine jet* dengan berat lebih dari 6.000 pon berat maksimum dan pesawat terbang kategori komuter, setiap sistem harus dikalibrasi untuk menentukan kesalahan sistem selama *accelerate-takeoff ground run*. Kalibrasi *ground run* harus ditentukan (*In addition, for normal, utility, and acrobatic category multiengine jets of more than 6,000 pounds maximum weight and commuter category airplanes, each system must be calibrated to determine the system error during the accelerate-takeoff ground run. The ground run calibration must be determined*)—
    - (1) Dari 0,8 nilai minimum V1 sampai nilai maksimum V2, dengan mempertimbangkan jangkauan ketinggian dan berat yang disetujui (*From 0.8 of the minimum value of V1 to the maximum value of V2, considering the approved ranges of altitude and weight*); dan (and)
    - (2) Kalibrasi *ground run* harus ditentukan dengan menganggap terjadi kegagalan mesin pada nilai minimum V1 (*The ground run calibration must be determined assuming an engine failure at the minimum value of V1*).

54. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1331 huruf (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (c) Untuk sertifikasi pengoperasian *Instrument Flight Rules (IFR)* dan untuk kepala, ketinggian, kecepatan udara dan posisi pesawat, paling sedikit harus (*For certification for Instrument Flight Rules (IFR) operations and for the heading, altitude, airspeed, and attitude, there must be at least*):
  - (1) Dua sumber tenaga yang terpisah (tidak digerakkan oleh mesin yang sama pada pesawat terbang multiengine), dan alat otomatis atau manual untuk memilih setiap sumber tenaga (*Two independent sources of power (not driven by the same engine on multiengine airplanes), and a manual or an automatic means to select each power source*); atau (or)
  - (2) Parameter tampilan yang terpisah untuk *heading*, ketinggian, kecepatan udara, dan posisi yang memiliki sumber tenaga terpisah dari sistem tenaga elektrik yang utama (*A separate display of parameters for heading, altitude, airspeed, and attitude that has a power source independent from the airplane's primary electrical power system*).

55. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1353 huruf (h), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (h) (1) Pada saat sistem pembangkit tenaga listrik mengalami kerusakan, baterai harus dapat memberikan tenaga listrik pada beban tersebut yang penting untuk keselamatan penerbangan dan pendaratan dalam (*In the event of a complete loss of the primary electrical power generating system, the battery must be capable of providing electrical power to those loads that are essential to continued safe flight and landing for*):
  - (i) Paling sedikit 30 menit untuk pesawat terbang yang disertifikasi dengan ketinggian maksimum 25.000 kaki atau kurang (*At least 30 minutes for airplanes that are certificated with a maximum altitude of 25,000 feet or less*); dan (and)
  - (ii) Paling sedikit 60 menit untuk pesawat terbang yang disertifikasi dengan ketinggian maksimum lebih dari 25.000 kaki (*At least 60 minutes for airplanes that are certificated with a maximum altitude over 25,000 feet*).
- (2) Periode waktu termasuk waktu untuk mengenali kerusakan tenaga yang dihasilkan dan untuk mengambil tindakan yang sesuai (*The time period includes the time to recognize the loss of generated power and to take appropriate load shedding action*).

56. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1431 huruf (a), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Dalam menunjukkan pemenuhan persyaratan sebagaimana diatur dalam bagian 23.1309 (a), (b dan (c) dengan memperhatikan peralatan radio dan elektronik serta pemasangannya, kondisi lingkungan yang kritis harus diperhatikan (*In showing compliance with sec. 23.1309(a), (b), and (c) with respect to radio and electronic equipment and their installations, critical environmental conditions must be considered*).

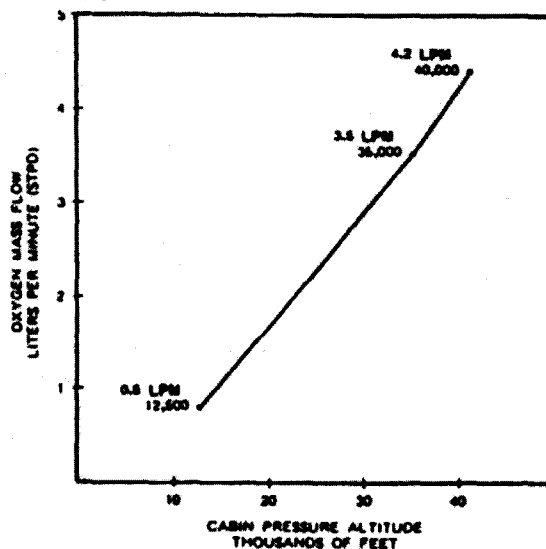


57. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1443, sehingga berbunyi sebagai berikut :

23.1443 Massa Minimum Aliran Pasokan Oksigen (*Minimum mass Flow of Supplemental Oxygen*)

- (a) Jika pesawat terbang akan disertifikasi di atas 41.000 kaki, sistem aliran oksigen harus disediakan untuk setiap penumpang (*If the airplane is to be certified above 41,000 feet, a continuous flow oxygen system must be provided for each passenger*).
- (b) Jika peralatan aliran oksigen terpasang, pemohon harus menunjukkan pemenuhan persyaratan paragraf (b)(1) dan (b)(2) atau paragraf (b)(3) bagian ini (*If continuous flow oxygen equipment is installed, an applicant must show compliance with the requirements of either paragraphs (b)(1) and (b)(2) or paragraph (b)(3) of this section*):
  - (1) Untuk setiap penumpang, masa minimum untuk aliran oksigen tambahan pada ketinggian tekanan kabin yang berbeda-beda tidak boleh kurang dari aliran yang dibutuhkan untuk menjaga, selama proses inspirasi dan ketika menggunakan peralatan oksigen (termasuk masker), tekanan parsial oksigen pada trakea sebagai berikut (*For each passenger, the minimum mass flow of supplemental oxygen required at various cabin pressure altitudes may not be less than the flow required to maintain, during inspiration and while using the oxygen equipment (including masks) provided, the following mean tracheal oxygen partial pressures*):
    - (i) Pada ketinggian tekanan kabin di atas 10.000 hingga 18.500 kaki, tekanan parsial oksigen pada trakea 100mm Hg ketika bernafas 15 liter per menit, *Body Temperature, Pressure, Saturated (BTPS)* dan dengan volume tidal 700cc dengan interval waktu yang konstan diantara respirasi (*At cabin pressure altitudes above 10,000 feet up to and including 18,500 feet, a mean tracheal oxygen partial pressure of 100mm Hg when breathing 15 liters per minute, Body Temperature, Pressure, Saturated (BTPS) and with a tidal volume of 700cc with a constant time interval between respirations*).
    - (ii) Pada ketinggian tekanan kabin di atas 18.500 kaki sampai dengan 40.000 kaki, tekanan parsial oksigen pada trakea 83mm Hg ketika bernafas 30liter per menit, *BTPS*, dan dengan volume tidal 1.100cc dengan interval waktu konstan yang konstan di antara respirasi (*At cabin pressure altitudes above 18,500 feet up to and including 40,000 feet, a mean tracheal oxygen partial pressure of 83.8mm Hg when breathing 30 liters per minute, BTPS, and with a tidal volume of 1,100cc with a constant time interval between respirations*).

- (2) Untuk setiap kru pesawat udara, massa minimum tidak boleh kurang dari aliran yang dibutuhkan untuk menjaga, selama proses inspirasi, tekanan parsial oksigen pada trakea 149mm Hg ketika bernafas 15 liter per menit, BTPS, dan dengan volume tidal maksimal 700cc dengan interval waktu konstan di antara respirasi (*For each flight crewmember, the minimum mass flow may not be less than the flow required to maintain, during inspiration, a mean tracheal oxygen partial pressure of 149mm Hg when breathing 15 liters per minute, BTPS, and with a maximum tidal volume of 700cc with a constant time interval between respirations*).
- (3) Massa minimum aliran oksigen tambahan untuk setiap penumpang tidak boleh kurang dari apa yang ditunjukkan pada gambar berikut untuk setiap ketinggian hingga ketinggian maksimum dari pesawat terbang (*The minimum mass flow of supplemental oxygen supplied for each user must be at a rate not less than that shown in the following figure for each altitude up to and including the maximum operating altitude of the airplane*).



- (c) Jika peralatan yang diminta telah dipasang untuk digunakan oleh kru pesawat udara, masa minimum aliran oksigen tambahan yang dibutuhkan oleh kru pesawat udara tidak boleh kurang dari aliran yang dibutuhkan selama proses inspirasi, untuk menjaga tekanan parsial oksigen pada trakea 122mm Hg hingga dan termasuk ketinggian tekanan kabin 35.000 kaki, dan 95 persen oksigen pada ketinggian tekanan kabin 35.000-40.000 kaki, ketika bernafas 20 liter per menit BTPS. Sebagai tambahan, harus ada alat yang memungkinkan kru pesawat udara untuk menggunakan oksigen yang dilemahkan pada saat pembuangan (*If demand equipment is installed for use by flight crewmembers, the minimum mass flow of supplemental oxygen required for each flight crewmember may not be less than the flow required to maintain, during inspiration, a mean tracheal oxygen partial*

*pressure of 122mm Hg up to and including a cabin pressure altitude of 35,000 feet, and 95 percent oxygen between cabin pressure altitudes of 35,000 and 40,000 feet, when breathing 20 liters per minutes BTPS. In addition, there must be means to allow the flight crew to use undiluted oxygen at their discretion).*

- (d) Jika peralatan pertolongan oksigen terpasang, massa minimum aliran oksigen untuk setiap penumpang tidak boleh kurang dari 4 liter per menit, STPD. Akan tetapi, dimungkinkan ada alat untuk menurunkan aliran hingga tidak kurang dari 2 liter per menit, STPD, pada setiap ketinggian kabin. Kuantitas oksigen yang dibutuhkan berdasarkan kecepatan aliran rata-rata 3 liter per menit per penumpang yang membutuhkan peralatan pertolongan oksigen *(If first-aid oxygen equipment is installed, the minimum mass flow of oxygen to each user may not be less than 4 liters per minute, STPD. However, there may be a means to decrease this flow to not less than 2 liters per minute, STPD, at any cabin altitude. The quantity of oxygen required is based upon an average flow rate of 3 liters per minute per person for whom first-aid oxygen is required).*
- (e) Seperti digunakan dalam bagian ini *(As used in this section):*
  - (1) BTPS berarti Suhu Tubuh, dan Tekanan, Yang Penuh Dengan (yaitu 37 °C, dan tekanan ruangan dimana tubuh terkena, minus 47mm Hg, dimana tekanan trakea digantikan tekanan uap air ketika udara yang dihembuskan dipenuhi dengan uap air pada 37 °C *(BTPS means Body Temperature, and Pressure, Saturated (which is 37 °C, and the ambient pressure to which the body is exposed, minus 47mm Hg, which is the tracheal pressure displaced by water vapor pressure when the breathed air becomes saturated with water vapor at 37 °C).*
  - (2) STPD berarti Standar, Temperatur, dan Tekanan, Kering (yaitu suhu 0 °C pada 760mm Hg tanpa uap air) *(STPD means Standard, Temperature, and Pressure, Dry (which is 0 °C at 760mm Hg with no water vapor).*

58. Menambah ketentuan Sub Bagian-23.1445 huruf (c), yang berbunyi sebagai berikut :

- (c) Jika kru pesawat udara dan penumpang berbagi sumber oksigen yang sama, dibutuhkan alat yang berfungsi untuk memisahkan cadangan pasokan minimum yang dibutuhkan untuk kru pesawat udara *(If the flight crew and passengers share a common source of oxygen, a means to separately reserve the minimum supply required by the flight crew must be provided).*

59. Menambah ketentuan Sub Bagian F-23.1447 huruf (g), yang berbunyi sebagai berikut :

- (g) Jika pesawat terbang yang akan disertifikasi untuk pengoperasian di atas 41.000 kaki, sistem masker oksigen *quick-donning*, menyesuaikan tekanan, regulator pada masker harus disediakan bagi kru pesawat udara. Unit pembagian ini harus tersedia bagi kru pesawat udara

ketika mereka duduk pada tempat duduk mereka dan dipasang agar (*If the airplane is to be certified for operation above 41,000 feet, a quick-donning oxygen mask system, with a pressure demand, mask mounted regulator must be provided for the flight crew. This dispensing unit must be immediately available to the flight crew when seated at their station and installed so that it*):

- (1) Dapat dipasang di wajah pada posisi siap, aman, tersegel, dan memasok oksigen sesuai kebutuhan, dengan satu tangan, dalam waktu lima detik dan tanpa mengganggu pemakaian kacamata atau menyebabkan terhambatnya proses penanganan keadaan darurat (*Can be placed on the face from its ready position, properly secured, sealed, and supplying oxygen upon demand, with one hand, within five seconds and without disturbing eyeglasses or causing delay in proceeding with emergency duties*); dan (*and*)
- (2) Memungkinkan kru pesawat udara untuk menjalankan fungsi komunikasi yang normal (*Allows, while in place, the performance of normal communication functions*).

60. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1457 huruf (a), (d) dan (e), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Perekam suara kokpit yang dibutuhkan dalam pengoperasian pesawat terbang sesuai Bab ini harus disahkan dan dipasang agar dapat merekam hal-hal sebagai berikut (*Each cockpit voice recorder required by the operating rules of this chapter must be approved and must be installed so that it will record the following*):
  - (1) Komunikasi suara yang dikirimkan atau diterima oleh pesawat terbang melalui radio (*Voice communications transmitted from or received in the airplane by radio*).
  - (2) Komunikasi suara kru pesawat udara di *flight deck* (*Voice communications of flight crewmembers on the flight deck*).
  - (3) Komunikasi suara kru pesawat udara di *flight deck*, menggunakan sistem *interphone* pesawat terbang (*Voice communications of flight crewmembers on the flight deck, using the airplane's interphone system*).
  - (4) Suara atau sinyal audio yang berisi bantuan navigasi atau *approach* yang diberikan melalui *headset* atau *speaker* (*Voice or audio signals identifying navigation or approach aids introduced into a headset or speaker*).
  - (5) Komunikasi suara kru pesawat terbang melalui sistem *loudspeaker* penumpang, jika sistem ini ada dan jika *channel* keempat tersedia sesuai dengan persyaratan paragraf (c)(4)(ii) bagian ini (*Voice communications of flight crewmembers using the passenger loudspeaker system, if there is such a system and if the fourth channel is available in accordance with the requirements of paragraph (c)(4)(ii) of this section*).
  - (6) Jika peralatan komunikasi *datalink* terpasang, seluruh komunikasi *datalink*, menggunakan set data pesan yang telah disetujui. Pesan *datalink* harus direkam sebagai sinyal keluaran dari unit komunikasi yang menerjemahkan sinyal ke dalam data yang mudah digunakan (*If datalink communication equipment is installed, all datalink communications, using an approved data message set. Datalink messages must be recorded as the output signal from the communications unit that translates the signal into usable data*).

- (d) Perekam suara kokpit harus dipasang agar (*Each cockpit voice recorder must be installed so that*):
- (1)
    - (i) dapat menerima tenaga listrik dari bus yang dapat memberikan reliabilitas maksimum untuk pengoperasian perekam suara kokpit tanpa membahayakan pelayanan utama atau keadaan darurat (*It receives its electrical power from the bus that provides the maximum reliability for operation of the cockpit voice recorder without jeopardizing service to essential or emergency loads*).
    - (ii) Tetap dialiri tenaga listrik selama mungkin tanpa membahayakan pengoperasian pesawat terbang dalam keadaan darurat (*It remains powered for as long as possible without jeopardizing emergency operation of the airplane*).
  - (2) Terdapat alat otomatis yang secara terus menerus menghentikan perekam dan mencegah berfungsinya fitur penghentian rekaman, dalam 10 menit setelah terjadinya tabrakan (*There is an automatic means to simultaneously stop the recorder and prevent each erasure feature from functioning, within 10 minutes after crash impact; dan (and)*
  - (3) Terdapat alat aural atau visual untuk *preflight checking* alat perekam dalam pengoperasian tertentu (*There is an aural or visual means for preflight checking of the recorder for proper operation*).
  - (4) Kegagalan listrik eksternal tunggal terhadap alat perekam tidak melumpuhkan perekam suara kokpit dan perekam data penerbangan (*Any single electrical failure external to the recorder does not disable both the cockpit voice recorder and the flight data recorder*);
  - (5) Memiliki sumber tenaga yang terpisah (*It has an independent power source*)—
    - (i) Yang memberikan  $10 \pm 1$  menit tenaga listrik untuk mengoperasikan perekam suara kokpit dan mikrofon area cockpit-mounted (*That provides  $10 \pm 1$  minutes of electrical power to operate both the cockpit voice recorder and cockpit-mounted area microphone*);
    - (ii) Yang terletak sedekat mungkin dengan perekam suara kokpit (*That is located as close as practicable to the cockpit voice recorder*); dan (*and*)
    - (iii) Agar perekam suara kokpit dan mikrofon area cockpit-mounted bertukar secara otomatis pada saat semua tenaga lain untuk perekam suara kokpit terganggu, baik karena dimatikan secara normal atau karena bus tenaga listrik mengalami kehilangan tenaga (*To which the cockpit voice recorder and cockpit-mounted area microphone are switched automatically in the event that all other power to the cockpit voice recorder is interrupted either by normal shutdown or by any other loss of power to the electrical power bus*); dan (*and*)
  - (6) Terletak pada wadah yang terpisah dari perekam data penerbangan ketika keduanya dibutuhkan. Jika digunakan hanya untuk memenuhi persyaratan perekam suara kokpit, unit kombinasi dapat dipasang (*It is in a separate container from the flight data recorder when both are required. If used to comply with only the cockpit voice recorder requirements, a combination unit may be installed*).

- (e) Wadah perekam harus diletakkan dan diganjal untuk meminimalisasi kemungkinan pecahnya wadah akibat tabrakan dan kerusakan perekam akibat dari api (*The recorder container must be located and mounted to minimize the probability of rupture of the container as a result of crash impact and consequent heat damage to the recorder from fire*).
- (1) Kecuali dijelaskan di dalam paragraf (e)(2) bagian ini, wadah perekam harus diletakkan sejauh mungkin di bagian buritan, tapi tidak di luar kompartemen bertekanan udara, dan tidak boleh diletakkan pada mesin *aft-mounted* yang dapat merusak wadah pada saat tabrakan (*Except as provided in paragraph (e)(2) of this section, the recorder container must be located as far aft as practicable, but need not be outside of the pressurized compartment, and may not be located where aft-mounted engines may crush the container during impact*).
  - (2) Jika kombinasi unit perekam data penerbangan digital dan perekam suara kokpit terpasang dibandingkan memasang satu perekam suara kokpit dan satu perekam data penerbangan digital, unit kombinasi, yang dipasang untuk memenuhi persyaratan perekam suara kokpit dapat diletakkan dekat dengan kokpit (*If two separate combination digital flight data recorder and cockpit voice recorder units are installed instead of one cockpit voice recorder and one digital flight data recorder, the combination unit that is installed to comply with the cockpit voice recorder requirements may be located near the cockpit*).

61. Mengubah ketentuan Sub Bagian F-23.1459 huruf (a), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (a) Perekam suara yang dibutuhkan untuk ketentuan pengopersian pada bagian ini harus dipasang agar (*Each flight recorder required by the operating rules of this chapter must be installed so that*):
- (1) Perekam suara tersebut diberikan data kecepatan udara, ketinggian dan direksional yang berasal dari sumber-sumber yang memenuhi persyaratan akurasi yang sesuai pada bagian 23.1323, 23.1325, dan 23.1327 (*It is supplied with airspeed, altitude, and directional data obtained from sources that meet the accuracy requirements of secs. 23.1323, 23.1325, and sec. 23.1327, as appropriate*);
  - (2) Sensor akselerasi vertical dipasang dengan kuat, dan diletakkan secara longitudinal baik di dalam pusat batas gravitasi pesawat terbang yang disetujui, atau pada jarak ke depan atau buritan batasan ini yang tidak melebihi 25 persendari *mean aerodynamic chord* pesawat terbang (*The vertical acceleration sensor is rigidly attached, and located longitudinally either within the approved center of gravity limits of the airplane, or at a distance forward or aft of these limits that does not exceed 25 percent of the airplane's mean aerodynamic chord*);
  - (3) (i) Perekam suara ini mendapatkan tenaga listrik dari *bus* yang menyediakan realibilitas maksimal untuk pengoperasian perekam data penerbangan tanpa membahayakan pelayanan untuk beban esensial atau keadaan darurat (*It receives its electrical power from the bus that provides the maximum reliability for operation of the flight data recorder without jeopardizing service to essential or emergency loads*).

- (ii) Perekam tersebut tetap bertenaga selama mungkin tanpa membahayakan pengoperasian pesawat terbang dalam keadaan darurat (*It remains powered for as long as possible without jeopardizing emergency operation of the airplane*).
- (4) Terdapat alat aural atau visual untuk *preflight checking* perekam untuk perekam data tertentu pada penyimpanan medium (*There is an aural or visual means for preflight checking of the recorder for proper recording of data in the storage medium*).
- (5) Kecuali untuk perekam yang semata-mata hanya bertenaga sistem generator listrik bertenaga listrik, terdapat alat otomatis yang secara terus menerus akan menghentikan perekam yang memiliki fitur penghapusan data dan mencegah berfungsinya fitur penghapusan tersebut, dalam 10 menit setelah terjadinya tabrakan (*Except for recorders powered solely by the engine driven electrical generator system, there is an automatic means to simultaneously stop a recorder that has a data erasure feature and prevent each erasure feature from functioning, within 10 minutes after crash impact*); dan (*and*)
- (6) Setiap kegagalan eksternal listrik tunggal pada rekaman tidak mematikan rekaman suara kokpit dan rekaman data penerbangan (*Any single electrical failure external to the recorder does not disable both the cockpit voice recorder and the flight data recorder*); dan (*and*)
- (7) Diletakkan pada wadah yang terpisah dari perekam suara kokpit ketika keduanya dibutuhkan. Jika hanya digunakan untuk memenuhi persyaratan perekam suara kokpit, unit kombinasi dapat dipasang. Jika unit kombinasi dipasang sebagai perekam suara kokpit dalam rangka memenuhi persyaratan bagian 23.1457, unit kombinasi harus digunakan untuk memenuhi persyaratan perekam data penerbangan (*It is in a separate container from the cockpit voice recorder when both are required. If used to comply with only the flight data recorder requirements, a combination unit may be installed. If a combination unit is installed as a cockpit voice recorder to comply with sec. 23.1457(e)(2), a combination unit must be used to comply with this flight data recorder requirement*).

62. Mengubah ketentuan Sub Bagian G-23.1505 huruf (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (c) (1) Paragraf (a) dan (b) bagian ini tidak berlaku untuk pesawat terbang turbin atau untuk pesawat yang kecepatan *design diving*  $V_D/M_D$  ditetapkan sesuai bagian 23.335(b)(4). Untuk pesawat terbang jenis tersebut, batas kecepatan pengoperasian maksimum ( $V_{MO}/M_{MO}$  kecepatan udara atau angka Mach, manapun yang penting pada ketinggian tertentu) harus ditetapkan sebagai kecepatan yang tidak boleh dilampaui dengan bebas pada setiap *regime* penerbangan (*climb, cruise, descent*) kecuali kecepatan yang lebih tinggi disetujui untuk tes terbang atau operasi latihan bagi pilot (*Paragraphs (a) and (b) of this section do not apply to turbine airplanes or to airplanes for which a design diving speed  $V_D/M_D$  is established under sec. 23.335(b)(4). For those airplanes, a maximum operating limit speed ( $V_{MO}/M_{MO}$  airspeed or Mach number, whichever is critical at a particular altitude) must be established as a speed that may not be deliberately exceeded in any regime of flight (climb, cruise,*

or descent) unless a higher speed is authorized for flight test or pilot training operations).

- (2)  $V_{MO}/M_{MO}$  harus ditetapkan agar tidak nilainya tidak lebih besar daripada kecepatan *design cruising*  $V_C/M_C$  dan agar cukup di bawah  $V_D/M_D$ , atau  $V_{DF}/M_{DF}$  untuk jet, dan kecepatan maksimum yang ditetapkan pada bagian 23.251 untuk membuatnya sangat tidak mungkin untuk kecepatan berikutnya akan dengan tidak hati-hati melebihi dalam pengoperasian ( *$V_{MO}/M_{MO}$  must be established so that it is not greater than the design cruising speed  $V_C/M_C$  and so that it is sufficiently below  $V_D/M_D$ , or  $V_{DF}/M_{DF}$  for jets, and the maximum speed shown under sec. 23.251 to make it highly improbable that the latter speeds will be inadvertently exceeded in operations*).
- (3) Selisih kecepatan antara  $V_{MO}/M_{MO}$  dan  $V_D/M_D$ , atau  $V_{DF}/M_{DF}$  untuk jet, tidak boleh kurang dari yang sudah ditetapkan dalam bagian 23.335 (b), atau selisih kecepatan yang dianggap penting pada tes terbang yang dilakukan sesuai bagian 23.253 (*The speed margin between  $V_{MO}/M_{MO}$  and  $V_D/M_D$ , or  $V_{DF}/M_{DF}$  for jets, may not be less than that determined under sec. 23.335(b), or the speed margin found necessary in the flight tests conducted under sec. 23.253*).

63. Mengubah ketentuan Sub Bagian-23.1545 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Paragraf (b)(1) sampai (b)(4) dan paragraf (c) bagian ini tidak berlaku bagi pesawat terbang yang kecepatan pengoperasian maksimal  $V_{MO}/M_{MO}$  ditetapkan pada bagian 23.1505(c). Untuk pesawat terbang jenis tersebut, harus ada penanda kecepatan udara maksimal yang diperbolehkan yang menunjukkan variasi  $V_{MO}/M_{MO}$  dengan ketinggian atau batasan yang dapat dimampatkan (yang sesuai), atau tanda garis merah radial untuk  $V_{MO}/M_{MO}$  harus dibuat pada nilai terendah  $V_{MO}/M_{MO}$  yang telah ditetapkan untuk ketinggian hingga ketinggian maksimal untuk pengoperasian pesawat terbang (*Paragraphs (b)(1) through (b)(4) and paragraph (c) of this section do not apply to airplanes for which a maximum operating speed  $V_{MO}/M_{MO}$  is established under sec. 23.1505(c). For those airplanes, there must either be a maximum allowable airspeed indication showing the variation of  $V_{MO}/M_{MO}$  with altitude or compressibility limitations (as appropriate), or a radial red line marking for  $V_{MO}/M_{MO}$  must be made at lowest value of  $V_{MO}/M_{MO}$  established for any altitude up to the maximum operating altitude for the airplane*).

64. Mengubah ketentuan Sub Bagian G-23.1555 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Kapasitas bahan bakar yang bisa digunakan harus ditandai sebagai berikut (*Usable fuel capacity must be marked as follows*):
  - (1) Untuk sistem bahan bakar tanpa kontrol selektor, kapasitas bahan bakar yang bisa digunakan dalam sistem harus ditunjukkan melalui indikator kuantitas bahan bakar (*For fuel systems having no selector controls, the usable fuel capacity of the system must be indicated at the fuel quantity indicator*).



- (2) Untuk sistem bahan bakar yang memiliki, selektor kapasitas bahan bakar, kapasitas bahan bakar yang bisa digunakan pada posisi kontrol selector harus ditunjukkan dekat dengan kontrol selector (*For fuel systems having selector controls, the usable fuel capacity available at each selector control position must be indicated near the selector control*).
  - (3) Untuk sistem bahan bakar dengan sistem indikasi kuantitas bahan bakar yang terkalibrasi sesuai persyaratan pada bagian 23.1337(b)(1) dan ditampilkan secara akurat sesuai kuantitas actual bahan bakar yang bisa digunakan pada tangki yang dipilih, tidak perlu lagi ada plakat kapasitas bahan bakar pada indikator kuantitas bahan bakar (*For fuel systems having a calibrated fuel quantity indication system complying with sec. 23.1337(b)(1) and accurately displaying the actual quantity of usable fuel in each selectable tank, no fuel capacity placards outside of the fuel quantity indicator are required*).
65. Mengubah ketentuan Sub Bagian G-23.1559 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :
- (d) Plakat yang dibutuhkan sesuai bagian ini tidak perlu diberi lampu (*The placard(s) required by this section need not be lighted*).
66. Menambah ketentuan Sub Bagian G-23.1563 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :
- (d) Plakat kecepatan udara yang dibutuhkan dalam bagian ini tidak perlu diberi lampu jika kecepatan pengoperasian roda pendaratan ditnukan pada indikator kecepatan udara atau area yang diberi lampu seperti control roda pendaratan dan indikator kecepatan udara memiliki fitur seperti kesadaran kecepatan rendah yang memberikan peringatan yang cukup sebelum VMC (*The airspeed placard(s) required by this section need not be lighted if the landing gear operating speed is indicated on the airspeed indicator or other lighted area such as the landing gear control and the airspeed indicator has features such as low speed awareness that provide ample warning prior to VMC*).
67. Menambah ketentuan Sub Bagian-23.1567 huruf (e), yang berbunyi sebagai berikut :
- (e) Plakat yang dipersyaratkan dalam bagian ini tidak perlu diberi lampu (*The placard(s) required by this section need not be lighted*).
68. Mengubah ketentuan Sub Bagian G-23.1583 huruf (c), sehingga berbunyi sebagai berikut :
- (c) Berat. Manual terbang untuk pesawat terbang harus memuat (*Weight. The airplane flight manual must include*) -
    - (1) Berat maksimal (*The maximum weight*); dan (*and*)
    - (2) Berat maksimal pendaratan, jika berat pendaratan sesuai desain yang dipilih pemohon kurang dari berat maksimal (*The maximum landing weight, if the design landing weight selected by the applicant is less than the maximum weight*).

- (3) Untuk pesawat terbang bertenaga mesin *reciprocating* dengan berat maksimal lebih dari 6.000 pon, turbin mesin tunggal, dan jet bermesin banyak dengan berat maksimal 6.000 pon atau kurang untuk kategori normal, utiliti dan akrobatik, batasan pengoperasian sebagai berikut (*For reciprocating engine-powered airplanes of more than 6,000 pounds maximum weight, single-engine turbines, and multiengine jets 6,000 pounds or less maximum weight in the normal, utility, and acrobatic category, performance operating limitations as follows*)—
- (i) Berat maksimal lepas landas untuk ketinggian bandar udara dan suhu ruangan di dalam batasan yang dipilih pemohon dimana pesawat terbang memenuhi persyaratan untuk melakukan *climb* sesuai bagian 23.63(c)(1) (*The maximum takeoff weight for each airport altitude and ambient temperature within the range selected by the applicant at which the airplane complies with the climb requirements of sec. 23.63(c)(1)*).
  - (ii) Berat maksimal lepas landas untuk ketinggian bandar udara dan suhu ruangan di dalam batasan yang dipilih pemohon dimana pesawat terbang memenuhi persyaratan untuk melakukan *climb* sesuai bagian 23.63(c)(2) (*The maximum landing weight for each airport altitude and ambient temperature within the range selected by the applicant at which the airplane complies with the climb requirements of sec. 23.63(c)(2)*).
- (4) Untuk pesawat jet bermesin banyak kategori normal, utiliti, dan akrobatik dengan berat lebih dari 6.000 pon dan pesawat terbang kategori komuter, berat maksimal lepas landas untuk ketinggian bandar udara dan suhu ruangan di dalam batasan yang dipilih oleh pemohon dimana (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets over 6,000 pounds and commuter category airplanes, the maximum takeoff weight for each airport altitude and ambient temperature within the range selected by the applicant at which*)—
- (i) Pesawat terbang memenuhi persyaratan untuk melakukan *climb* sesuai yang disebut pada bagian 23.63(d)(1) (*The airplane complies with the climb requirements of sec. 23.63(d)(1)*); dan (*and*)
  - (ii) Jarak *accelerate-stop* yang ditentukan dalam bagian 23.55 sebanding dengan panjang *runway* yang ada ditambah dengan panjang *stopway*, jika digunakan, dan dua hal berikut (*The accelerate-stop distance determined under sec. 23.55 is equal to the available runway length plus the length of any stopway, if utilized; and either*):
    - A. Jarak lepas landas ditentukan pada bagian 23.59(a) sebanding dengan panjang *runway* yang ada (*The takeoff distance determined under sec. 23.59(a) is equal to the available runway length*); atau (*or*)
    - B. Berdasarkan pilihan pemohon, jarak lepas landas yang ditentukan pada bagian 23.59(a) sebanding dengan panjang *runway* yang ada ditambah panjang *clearway* dan *takeoff run* yang ditentukan pada bagian 23.59(b) (*At the option of the applicant, the takeoff distance determined under sec. 23.59(a) is equal to the available runway length*

*plus the length of any clearway and the takeoff run determined under sec. 23.59(b) is equal to the available runway length).*

- (5) Untuk jet bermesin banyak kategori dengan berat lebih dari 6.000 pon dan pesawat terbang, berat pendaratan maksimal untuk ketinggian bandar udara dalam batasan yang dipilih oleh pemohon dimana (*For normal, utility, and acrobatic category multiengine jets over 6,000 pounds and commuter category airplanes, the maximum landing weight for each airport altitude within the range selected by the applicant at which*)—
  - (i) Pesawat terbang memenuhi persyaratan *climb* bagian 23.63(d)(2) untuk suhu ruangan di dalam batasan yang dipilih oleh pemohon (*The airplane complies with the climb requirements of sec. 23.63(d)(2) for ambient temperatures within the range selected by the applicant*); dan (*and*)
  - (ii) Jarak pendaratan ditentukan sesuai bagian 23.75 untuk suhu standar sebanding dengan panjang *runway* yang ada (*The landing distance determined under sec. 23.75 for standard temperatures is equal to the available runway length*).
- (6) Berat maksimal *zero wing fuel*, jika relevan, seperti dijelaskan dalam bagian 23.343 (*The maximum zero wing fuel weight, where relevant, as established in accordance with sec. 23.343*).

69. Mengubah ketentuan Sub Bagian G-23.1585 huruf (f), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (f) Sebagai tambahan terhadap paragraf (a) dan (c) bagian ini, untuk jet bermesin banyak kategori normal, utiliti, dan akrobatik dengan berat lebih dari 6.000 pon, dan pesawat terbang kategori komuter, informasi harus menyertakan hal-hal sebagai berikut (*In addition to paragraphs (a) and (c) of this section, for normal, utility, and acrobatic category multiengine jets weighing over 6,000 pounds, and commuter category airplanes, the information must include the following*):
  - (1) Prosedur, kecepatan dan konfigurasi untuk membuat lepas landas normal (*Procedures, speeds, and configuration(s) for making a normal takeoff*).
  - (2) Prosedur dan kecepatan untuk melakukan *accelerate-stop* sesuai dengan bagian 23.55 (*Procedures and speeds for carrying out an accelerate-stop in accordance with sec. 23.55*).
  - (3) Prosedur dan kecepatan untuk melanjutkan lepas landas setelah mengalami kegagalan mesin sesuai dengan bagian 23.59(a)(1) dan untuk *flight path* sesuai dengan bagian 23.57 dan 23.61(a) (*Procedures and speeds for continuing a takeoff following engine failure in accordance with sec. 23.59(a)(1) and for following the flight path determined under secs. 23.57 and 23.61(a)*).

70. Mengubah ketentuan Sub Bagian G-23.1587 huruf (d), sehingga berbunyi sebagai berikut :

- (d) Sebagai tambahan pada paragraf (a) bagian ini, untuk jet bermesin banyak kategori normal, utiliti, dan akrobatik dengan berat lebih dari 6.000 pon, dan pesawat terbang kategori komuter, informasi berikut harus dilengkapi (*In addition to paragraph (a) of this section, for normal, utility, and acrobatic category multiengine jets weighing over*

6,000 pounds, and commuter category airplanes, the following information must be furnished)—

- (1) Jarak *accelerate-stop* sebagaimana disebutkan dalam bagian 23.55 (*The accelerate-stop distance determined under sec. 23.55*);
- (2) Jarak lepas landas sebagaimana disebutkan dalam bagian 23.59 (a) (*The takeoff distance determined under sec. 23.59(a)*);
- (3) Sesuai dengan pilihan dari pemohon, *takeoff run* sebagaimana disebutkan dalam bagian 23.59 (b) (*At the option of the applicant, the takeoff run determined under sec. 23.59(b)*);
- (4) Efek pada jarak *accelerate-stop*, jarak lepas landas dan, jika ditentukan, *takeoff run*, dari operasi penerbangan yang dilakukan selain di permukaan *smooth hard*, ketika kering, sebagaimana ditentukan pada bagian 23.45 (g) (*The effect on accelerate-stop distance, takeoff distance and, if determined, takeoff run, of operation on other than smooth hard surfaces, when dry, determined under sec. 23.45(g)*);
- (5) Efek pada jarak *accelerate-stop*, jarak lepas landas, dan jika ditentukan, *takeoff run* dari *runway slope* dan 50 persen dari komponen *headwind* dan 150 persen dari komponen *tailwind* (*The effect on accelerate-stop distance, takeoff distance, and if determined, takeoff run, of runway slope and 50 percent of the headwind component and 150 percent of the tailwind component*);
- (6) *Net takeoff flight path* sebagaimana ditentukan dalam bagian 23.61(b) (*The net takeoff flight path determined under sec. 23.61(b)*);
- (7) Posisi *enroute gradient of climb/descent* dengan satu mesin tidak beroperasi, seperti ditentukan dalam bagian 23.69(b) (*The enroute gradient of climb / descent with one engine inoperative, determined under sec. 23.69(b)*);
- (8) Efek, pada *net takeoff flight path* dan pada *enroute gradient of climb/descent* dengan satu mesin tidak beroperasi, 50 persen komponen *headwind* dan 150 persen komponen *tailwind* (*The effect, on the net takeoff flight path and on the enroute gradient of climb / descent with one engine inoperative, of 50 percent of the headwind component and 150 percent of the tailwind component*);
- (9) Informasi kinerja pendaratan pada saat kelebihan beban (ditentukan oleh perhitungan batasan berat antara berat maksimal pendaratan dan berat maksimal lepas landas sebagai berikut (*Overweight landing performance information (determined by extrapolation and computed for the range of weights between the maximum landing and maximum takeoff weights as follows)* –
  - (i) Berat maksimal untuk setiap ketinggian bandar udara dan suhu ruangan dimana pesawat terbang memenuhi persyaratan *climb* pada bagian 23.63(d)(2) (*The maximum weight for each airport altitude and ambient temperature at which the airplane complies with the climb requirements of sec. 23.63(d)(2)*); dan (*and*)
  - (ii) Jarak pendaratan ditentukan sebagaimana ditentukan bagian 23.75 untuk setiap ketinggian dan suhu standar bandar udara (*The landing distance determined under sec. 23.75 for each airport altitude and standard temperature*).
- (10) Hubungan antara IAS dan CAS ditentukan sesuai bagian 23.1323 (b) dan (c) (*The relationship between IAS and CAS determined in accordance with sec. 23.1323 (b) and (c)*).

- (11) Kalibrasi sistem altimeter seperti dipersyaratkan dalam bagian 23.1325(e) (*The altimeter system calibration required by sec. 23.1325(e)*).

71. Mengubah lampiran F pada sub bagian lampiran, sehingga berbunyi sebagai berikut :

APENDIKS F (PROSEDUR PENGUJIAN) (APPENDIX F TEST PROCEDURE)

Bagian I – Prosedur Pengujian yang disetujui untuk Material Pemadam Api Mandiri Untuk Menunjukkan Kesesuaian dengan bagian 23.853, 23.855, dan 23.1359 (*Part I—Acceptable Test Procedure for Self-Extinguishing Materials for Showing Compliance With secs. 23.853, 23.855, and 23.1359*)

- (a) Pengkondisian. Spesimen harus dikondisikan pada 70 derajat F, lebih atau kurang 5 derajat, dan 50 persen lebih atau kurang tingkat kelembaban relatif hingga titik keseimbangan kelembaban tercapai atau hingga 24 jam. Hanya satu spesimen tiap waktu yang dapat dibuang dari lingkungan pengkondisian segera sebelum spesimen tersebut terbakar (*Conditioning. Specimens must be conditioned to 70 degrees F, plus or minus 5 degrees, and at 50 percent plus or minus 5 percent relative humidity until moisture equilibrium is reached or for 24 hours. Only one specimen at a time may be removed from the conditioning environment immediately before subjecting it to the flame*).
- (b) Konfigurasi spesimen. Kecuali disediakan material untuk digunakan pada kabel listrik, insulasi kabel dan pada bagian kecil, material harus diuji sebagai potongan bagian dari bagian yang dibuat dan terpasang pada pesawat terbang, atau sebagai spesimen yang berupa potongan bagian, seperti misalnya potongan bagian dari lembaran datar dari material atau contoh bagian pabrikan. Spesimen dapat dipotong dari bagian manapun pada bagian pabrikan, akan tetapi, unit pabrikan, seperti panel *sandwich*, tidak dapat dipisahkan dari pengujian. Ketebalan spesimen tidak boleh lebih tebal dari ketebalan minimal yang bisa digunakan untuk pesawat terbang, kecuali untuk (*Specimen configuration. Except as provided for materials used in electrical wire and cable insulation and in small parts, materials must be tested either as a section cut from a fabricated part as installed in the airplane or as a specimen simulating a cut section, such as: a specimen cut from a flat sheet of the material or a model of the fabricated part. The specimen may be cut from any location in a fabricated part; however, fabricated units, such as sandwich panels, may not be separated for a test. The specimen thickness must be no thicker than the minimum thickness to be qualified for use in the airplane, except that*):
- (1) Bagian busa tebal, seperti bantalan kursi, harus diuji pada ketebalan 1/2 inchi (*Thick foam parts, such as seat cushions, must be tested in 1/2 inch thickness*);
  - (2) Ketika memenuhi persyaratan bagian 23.853(d)(3)(v) untuk material yang digunakan pada bagian kecil harus diuji tidak lebih dari ketebalan 1/8 inchi (*when showing compliance with sec. 23.853(d)(3)(v) for materials used in small parts that must be tested, the materials must be tested in no more than 1/8 inch thickness*);
  - (3) Ketika memenuhi persyaratan bagian 23.1359(c) untuk material yang digunakan pada kawat listrik dan insulasi kabel, spesimen kawat dan kabel harus sama ukurannya dengan yang dipakai pada pesawat terbang. Untuk kain, antara bungkus dan isi

tenunan harus diuji untuk menentukan kondisi yang paling mungkin menyebabkan nyala api terbakar. Saat melakukan pengujian sesuai yang dijelaskan dalam paragraf (d) dan (e) apendiks ini, spesimen harus diletakkan pada bingkai metal agar (1) pada pengujian vertical untuk paragraf (d) apendiks ini, dua buah *long edge* dan *upper edge* dipegang dengan aman; (2) pada pengujian horizontal sesuai paragraf (e) apendiks ini, dua *long edge* dan *edge away* dari nyala api dipegang dengan aman; (3) area yang terkena pada spesimen paling sedikit lebar 2 inchi dan panjang 12 inchi, kecuali ukuran sebenarnya yang digunakan pada pesawat terbang lebih kecil; dan (4) ujung dimana nyala api mulai tidak boleh terdiri dari ujung hasil akhir atau yang dilindungi tapi harus merupakan contoh dari bagian campuran dari yang dipakai di pesawat terbang. Ketika melakukan pengujian seperti dijelaskan paragraf (f) apendiks ini, spesimen harus diletakkan pada ujung bingkai metal sehingga keempat ujung bingkai terpasang dengan aman dan area spesimen yang terkena paling sedikit 8 inchi demi 8 inchi (*when showing compliance with sec. 23.1359(c) for materials used in electrical wire and cable insulation, the wire and cable specimens must be the same size as used in the airplane. In the case of fabrics, both the warp and fill direction of the weave must be tested to determine the most critical flammability conditions. When performing the tests prescribed in paragraphs (d) and (e) of this appendix, the specimen must be mounted in a metal frame so that (1) in the vertical tests of paragraph (d) of this appendix, the two long edges and the upper edge are held securely; (2) in the horizontal test of paragraph (e) of this appendix, the two long edges and the edge away from the flame are held securely; (3) the exposed area of the specimen is at least 2 inches wide and 12 inches long, unless the actual size used in the airplane is smaller; and (4) the edge to which the burner flame is applied must not consist of the finished or protected edge of the specimen but must be representative of the actual cross section of the material or part installed in the airplane. When performing the test prescribed in paragraph (f) of this appendix, the specimen must be mounted in metal frame so that all four edges are held securely and the exposed area of the specimen is at least 8 inches by 8 inches*).

- (c) *Apparatus*. Kecuali telah disebutkan dalam paragraf (g) apendiks ini, pengujian harus dilakukan pada kabinet *draft-free* yang disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan darat. Spesimen yang terlalu besar untuk diletakkan di dalam kabinet harus diuji pada kondisi *draft-free*. (*Apparatus. Except as provided in paragraph (g) of this appendix, tests must be conducted in a draft-free cabinet acceptable by DGCA. Specimens which are too large for the cabinet must be tested in similar draft-free conditions*).
- (d) Pengujian vertical. Minimal 3 jenis spesimen harus diuji dan hasil dari ujian tersebut dibuar rata-rata. Untuk kain, arah tenunan yang mempengaruhi kondisi yang menyebabkan nyala api terbakar harus parallel dengan dimensi terpanjang. Setiap spesimen harus didukung secara vertikal. Spesimen harus dikenakan terhadap pembakar *Bunsen* atau *Tirril* dengan nominal 3/8 inchi I.D. tube disesuaikan untuk memberi nyala api 1 1/2 inchi untuk panjang. Suhu nyala api minimal yang diukur menggunakan *pyrometer thermocouple* terkalibrasi pada pusat nyala api harus 1550 °F. Ujung yang lebih

rendah dari spesimen harus berukuran tiga-perempat inchi di atas ujung atas dari pembakar. Api harus berada di garis tengah ujung bawah dari spesimen. Untuk material yang tercakup dalam bagian 23.853(d)(3)(i) dan 23.853(f), api harus dinyalakan selama 60 detik kemudian dibuang. Untuk material ang tercakup dalam bagian 23.853(d)(3)(ii), api harus dinyalakan selama 12 detik kemudian dibuang. Waktu nyala, panjang material yang terbakar, dan waktu nyala dari lelehan, jika ada, harus direkam. Panjang material yang terbakar sesuai paragraf (h) apendiks ini harus diukur dengan ukuran yang paling dekat dari satu s.d sepuluh inchi. *(Vertical test. A minimum of three specimens must be tested and the results averaged. For fabrics, the direction of weave corresponding to the most critical flammability conditions must be parallel to the longest dimension. Each specimen must be supported vertically. The specimen must be exposed to a Bunsen or Tirrill burner with a nominal 3/8-inch I.D. tube adjusted to give a flame of 1 1/2 inches in height. The minimum flame temperature measured by a calibrated thermocouple pyrometer in the center of the flame must be 1550 °F. The lower edge of the specimen must be three-fourths inch above the top edge of the burner. The flame must be applied to the center line of the lower edge of the specimen. For materials covered by secs. 23.853(d)(3)(i) and 23.853(f), the flame must be applied for 60 seconds and then removed. For materials covered by sec. 23.853(d)(3)(ii), the flame must be applied for 12 seconds and then removed. Flame time, burn length, and flaming time of drippings, if any, must be recorded. The burn length determined in accordance with paragraph (h) of this appendix must be measured to the nearest one-tenth inch).*

- (e) Pengujian horizontal. Minimal tiga spesimen harus diuji dan hasilnya dibuat rata-rata. Setiap spesimen harus disangga secara horizontal. Permukaan yang diekspose ketika dipasang pada pesawat terbang harus menghadap ke bawah untuk pengujian ini. Spesimen harus dibakar menggunakan pembakar Bunsen atau pembakar Tirrill dengan nominal 3/8 inchi I.D tube yang disesuaikan untuk memberikan nyala api sepanjang 1 1/2 inchi. Suhu minimal nyala api yang diukur menggunakan *pyrometer thermocouple* terkalibrasi pada pusat nyala api harus 1550 °F. Spesimen harus diletakkan sehingga ujung yang diujikan yaitu tiga-perempat inchi di atas ujung atas dan garis tengah dari pembakar. Api harus dinyalakan selama 15 detik kemudian dibuang. Minimal 10 inchi spesimen harus digunakan untuk alasan waktu, rata-rata 1 1/2 inchi harus terbakar sebelum nyala api mencapai waktu penghitungan, dan kecepatan rata-rata terbakarnya spesimen harus direkam *(Horizontal test. A minimum of three specimens must be tested and the results averaged. Each specimen must be supported horizontally. The exposed surface when installed in the airplane must be face down for the test. The specimen must be exposed to a Bunsen burner or Tirrill burner with a nominal 3/8-inch I.D. tube adjusted to give a flame of 1 1/2 inches in height. The minimum flame temperature measured by a calibrated thermocouple pyrometer in the center of the flame must be 1550 °F. The specimen must be positioned so that the edge being tested is three-fourths of an inch above the top of, and on the center line of, the burner. The flame must be applied for 15 seconds and then removed. A minimum of 10 inches of the specimen must be used for timing purposes, approximately 1 1/2 inches must burn before the burning front reaches the timing zone, and the average burn rate must be recorded).*

- (f) Pengujian 45 derajat. Minimal tiga spesimen harus diuji dan hasilnya dibuat rata-rata. Spesimen harus disangga membentuk sudut 45 derajat terhadap permukaan horizontal. Permukaan yang terekspose ketika dipasang pada pesawat terbang harus menghadap ke bawah untuk pengujian ini. Spesimen harus dibakar dengan pembakar Bunsen atau Tirrill dengan nominal 3/8 inchi I.D. tube yang disesuaikan agar dapat menghasilkan nyala api sepanjang 1 1/2 inchi. Suhu minimal yang diukur menggunakan *pyrometer thermocouple* terkalibrasi pada pusat nyala api harus 1550 °F. Tindakan pencegahan harus dilakukan untuk mencegah adanya garis. Api harus dinyalakan selama 30 detik dengan sepertiga menyentuh material pada pusat spesimen dan kemudian dibuang. Waktunya, waktu berpendar, dan apakah api melewati spesimen harus direkam. *(Forty-five degree test. A minimum of three specimens must be tested and the results averaged. The specimens must be supported at an angle of 45 degrees to a horizontal surface. The exposed surface when installed in the aircraft must be face down for the test. The specimens must be exposed to a Bunsen or Tirrill burner with a nominal 3/8 inch I.D. tube adjusted to give a flame of 1 1/2 inches in height. The minimum flame temperature measured by a calibrated thermocouple pyrometer in the center of the flame must be 1550 °F. Suitable precautions must be taken to avoid drafts. The flame must be applied for 30 seconds with one-third contacting the material at the center of the specimen and then removed. Flame time, glow time, and whether the flame penetrates (passes through) the specimen must be recorded).*
- (g) Pengujian enam puluh derajat. Minimal tiga spesimen dari setiap spesifikasi kawat (bahan dan ukuran) harus diujikan. Spesimen kawat atau kabel (termasuk insulasi) harus ditempatkan membentuk sudut 60 derajat terhadap permukaan horizontal pada kabinet yang dijelaskan pada paragraf (c) apendiks ini, dengan pintu kabinet terbuka selama pengujian atau diletakkan di dalam ruangan dengan rata-rata tinggi 2 kaki x 1 kaki x 1 kaki, terbuka di sebelah atas dan pada satu sisi vertikal (bagian depan), yang memungkinkan aliran udara yang cukup untuk proses pembakaran namun bebas dari *draft*. Spesimen harus diletakkan paralel dan berada 6 inchi terhadap bagian depan. Spesimen yang lebih rendah harus dijepit dengan kuat. Spesimen di ujung belakang atas harus melewati kerekan atau tiang dan harus memiliki berat yang sesuai yang tergantung pada kerekan atau tiang tersebut sehingga spesimen terpegang dengan erat selama proses pengujian nyala api. Panjang spesimen yang diujikan antara jepitan bagian bawah dengan kerekan atau tiang bagian atas harus 24 inchi dan ditandai 8 inchi dari bagian bawah untuk menunjukkan titik tengah dari proses pembakaran. Api dari pembakar Bunsen atau Tirrill harus dinyalakan selama 30 detik pada tanda yang diujikan. Pembakar harus memiliki nominal *bore* tiga perdelapan inchi, dan harus disesuaikan agar dapat menghasilkan nyala api setinggi tiga inchi dengan inti kerucut kurang lebih sepertiga dari panjang keseluruhan. Suhu minimal dari bagian nyala api terpanas, yang diukur dengan *pyrometer thermocouple* terkalibrasi, tidak boleh kurang dari 1.750 °F. Pembakar harus ditempatkan sehingga bagian terpanas dari nyala api dapat membakar tanda pengujian pada kawat. Waktu pembakaran, panjang yang terbakar, dan waktu terbakarnya lelehan, jika ada, harus direkam. Panjang yang terbakar yang ditentukan sesuai dengan paragraf (h) apendiks ini harus diukur dengan mendekati sepersepuluh inchi. Kerusakan pada kawat spesimen



bukan merupakan kegagalan. *(Sixty-degree test. A minimum of three specimens of each wire specification (make and size) must be tested. The specimen of wire or cable (including insulation) must be placed at an angle of 60 degrees with the horizontal in the cabinet specified in paragraph (c) of this appendix, with the cabinet door open during the test or placed within a chamber approximately 2 feet high × 1 foot × 1 foot, open at the top and at one vertical side (front), that allows sufficient flow of air for complete combustion but is free from drafts. The specimen must be parallel to and approximately 6 inches from the front of the chamber. The lower end of the specimen must be held rigidly clamped. The upper end of the specimen must pass over a pulley or rod and must have an appropriate weight attached to it so that the specimen is held tautly throughout the flammability test. The test specimen span between lower clamp and upper pulley or rod must be 24 inches and must be marked 8 inches from the lower end to indicate the central point for flame application. A flame from a Bunsen or Tirrill burner must be applied for 30 seconds at the test mark. The burner must be mounted underneath the test mark on the specimen, perpendicular to the specimen and at an angle of 30 degrees to the vertical plane of the specimen. The burner must have a nominal bore of three-eighths inch, and must be adjusted to provide a three-inch-high flame with an inner cone approximately one-third of the flame height. The minimum temperature of the hottest portion of the flame, as measured with a calibrated thermocouple pyrometer, may not be less than 1,750 °F. The burner must be positioned so that the hottest portion of the flame is applied to the test mark on the wire. Flame time, burn length, and flaming time drippings, if any, must be recorded. The burn length determined in accordance with paragraph (h) of this appendix must be measured to the nearest one-tenth inch. Breaking of the wire specimen is not considered a failure).*

- (h) Panjang yang terbakar. Panjang yang terbakar adalah jarak dari ujung awal hingga ke titik bukti terjauh adanya kerusakan pada spesimen pengujian karena pembakaran, terasuka area yang sebagian atau seluruhnya terbakar, atau hangus terbakar, tapi tidak termasuk area yang berjelaga, meninggalkan noda, bengkok, atau berubah warna menjadi hitam, dan juga material yang menyusut atau meleleh jauh dari sumber panas (*Burn length. Burn length is the distance from the original edge to the farthest evidence of damage to the test specimen due to flame impingement, including areas of partial or complete consumption, charring, or embrittlement, but not including areas sooted, stained, warped, or discolored, nor areas where material has shrunk or melted away from the heat source*).

Bagian II – Metode Pengujian Untuk Menentukan Tingkat Mudah Terbakarnya dan Karakteristik dan Karakteristik Perambatan Api dari Material Insulasi Termal/Akustik (*Part II—Test Method To Determine the Flammability and Flame Propagation Characteristics of Thermal/Acoustic Insulation Materials*)

Gunakan metode ini untuk mengevaluasi tingkat mudah terbakarnya dan karakteristik perambatan api dari insulasi termal/akustik ketika terkena antara sumber pancaran panas dan api (*Use this test method to evaluate the flammability and flame propagation characteristics of thermal/acoustic insulation when exposed to both a radiant heat source and a flame.*

(a) Definisi (*Definitions*).

Perambatan api berarti jarak terjauh dari perambatan api yang bisa dilihat, menuju ujung akhir dari spesimen pengujian, diukur dari titik tengah pembakaran sumber api. Mengukur jarak ini setelah memulai pembakaran sumber api dan sebelum semua api pada spesimen pengujian dipadamkan. Pengukuran ini bukan merupakan cara penentuan panjang spesimen yang terbakar setelah pengujian (*Flame propagation means the furthest distance of the propagation of visible flame towards the far end of the test specimen, measured from the midpoint of the ignition source flame. Measure this distance after initially applying the ignition source and before all flame on the test specimen is extinguished. The measurement is not a determination of burn length made after the test*).

Sumber pancara panas berarti panel listrik atau gas metan (*Radiant heat source means an electric or air propane panel*).

Insulasi termal/akustik yaitu material atau sistem material yang digunakan untuk memberikan perlindungan termal/ atau akustik. Contohnya termasuk fiberglass atau material pemukul yang diselubung dengan penutup *film* dan busa (*Thermal/acoustic insulation means a material or system of materials used to provide thermal and/or acoustic protection. Examples include fiberglass or other batting material encapsulated by a film covering and foams*).

Titik nol berarti titik penyalaan api dari *pilot burner* terhadap spesimen pengujian (*Zero point means the point of application of the pilot burner to the test specimen*).

(b) Aparatus Pengujian (*Test apparatus*)

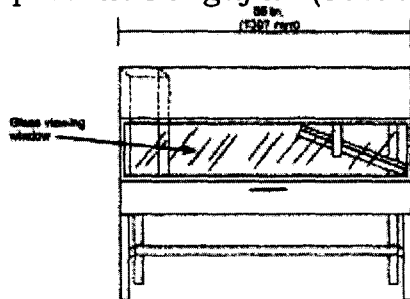


FIGURE F1—Radiant Panel Test Chamber

- (1) Kotak pengujian panel pancaran. Melakukan pengujian pada Ruangan pengujian panel pancaran (lihat gambar F1 di atas). Letakkan kotak pengujian di bawah kipas pembuangan (*exhaust*) untuk membersihkan asap yang dihasilkan setelah pengujian. Kotak pengujian panel pancaran harus mendekati panjang 55 inchi (1397 mm) kedalaman 19,5 inchi (495mm) dan 28 inchi (710mm) hingga maksimal 30 inchi (762mm) di atas spesimen pengujian. Lapsi setiap sisi atas, bawah, depan belakang dengan insulasi keramik berserabut. Di sisi depan, dibuat jendela kaca dengan ukuran 52 dengan 12 inchi (1321 dengan 305 mm) tanpa garis, suhu tinggi, untuk melihat sampel selama pengujian. Letakkan pintu di bawah jendela untuk memberikan akses keluar masuk bagi penjepit spesimen. Sisi bawah kotak harus berbentuk *sliding steel platform* agar memberi pengamanan bagi penjepit spesimen pengujian pada posisi *fixed* dan *level*. Kotak harus memiliki cerobong asap internal dengan dimensi eksterior lebar 5,1 inchi (129mm), kedalaman 16,2 inchi (411mm) dan tinggi 13

inchi (330 mm) pada sisi berlawanan dari kotak dan dari sumber energy pancara. Dimensi interior harus lebarnya 4,5 inchi (114 mm) dan kedalamannya 15,6 inchi (395mm). Cerobong asap harus menambah sisi atas kotak (lihat gambar F2) (*Radiant panel test chamber. Conduct tests in a radiant panel test chamber (see figure F1 above). Place the test chamber under an exhaust hood to facilitate clearing the chamber of smoke after each test. The radiant panel test chamber must be an enclosure 55 inches (1397 mm) long by 19.5 inches (495 mm) deep by 28 inches (710 mm) to 30 inches (maximum) (762 mm) above the test specimen. Insulate the sides, ends, and top with a fibrous ceramic insulation. On the front side, provide a 52 by 12-inch (1321 by 305 mm) draft-free, high-temperature, glass window for viewing the sample during testing. Place a door below the window to provide access to the movable specimen platform holder. The bottom of the test chamber must be a sliding steel platform that has provision for securing the test specimen holder in a fixed and level position. The chamber must have an internal chimney with exterior dimensions of 5.1 inches (129 mm) wide, by 16.2 inches (411 mm) deep by 13 inches (330 mm) high at the opposite end of the chamber from the radiant energy source. The interior dimensions must be 4.5 inches (114 mm) wide by 15.6 inches (395 mm) deep. The chimney must extend to the top of the chamber (see figure F2).*

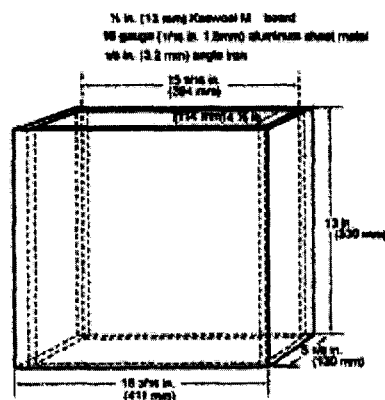


FIGURE F2—Internal Chimney

- (2) Sumber pancaran panas. Letakkan sumber pancara panas pada cetakan bingkai besi atau sejenisnya. Panel listrik harus memiliki 6 buah bilah emitter selebar 3 inchi. Bilah emitter harus tegak lurus terhadap panjang panel. Panel harus memiliki permukaan radiasi 127/8 sampai 181/2 inchi (327 sampai 470 mm). Panel harus dapat dioperasikan hingga suhu 1300 °F (704°C). Panel gas metan harus dibuat dari material yang keras dan memiliki permukaan radiasi 12 hingga 18 inchi (305 hingga 457 mm). Panel harus dapat dioperasikan hingga suhu 1.500 °F (816 °F). Lihat gambar F3a dan F3b. (*Radiant heat source. Mount the radiant heat energy source in a cast iron frame or equivalent. An electric panel must have six, 3-inch wide emitter strips. The emitter strips must be perpendicular to the length of the panel. The panel must have a radiation surface of 127/8 by 181/2 inches (327 by 470 mm). The panel must be capable of operating at temperatures up to 1300 °F (704 °C). An air propane panel must be made of a porous refractory material and have a radiation surface of 12 by 18 inches (305*

by 457 mm). The panel must be capable of operating at temperatures up to 1,500 °F (816 °C). See figures F3a and F3b).

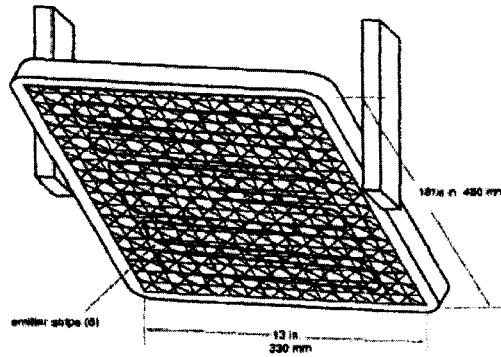


FIGURE F3a—Electric Panel

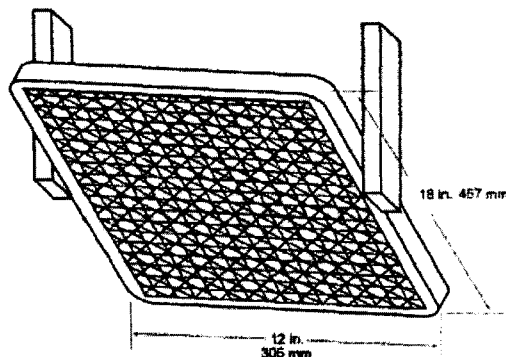
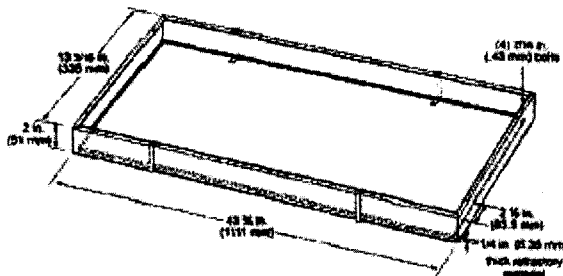


FIGURE F3b—Air Propane Radiant Panel

- (i) Panel pancaran listrik. Panel pancaran ini harus terdiri dari 3 fase dan dioperasikan pada tegangan 208 volt. Fase tunggal, dengan tegangan 240 volt juga diperbolehkan. Gunakan alat kontrol tenaga *solid-state* dan alat control berbasis mikroprosesor untuk mengatur parameter pengoperasian panel listrik (*Electric radiant panel. The radiant panel must be 3-phase and operate at 208 volts. A single-phase, 240 volt panel is also acceptable. Use a solid-state power controller and microprocessor-based controller to set the electric panel operating parameters*).
- (ii) Panel pancaran gas. Gunakan gas metan (*liquid petroleum gas – 2.1 UN 1075*) untuk bahan bakar panel pancaran. Sistem bahan bakar panel harus terdiri dari aspirator tipe venture untuk mencampur gas dan udara kira-kira pada tekanan atmosfer. Sediakan instrumentasi yang cocok untuk mengawasi dan mengendalikan aliran bahan bakar dan udara ke dalam panel. Sertakan meteran aliran udara, regulator aliran udara dan meteran tekanan gas (*Gas radiant panel. Use propane (liquid petroleum gas—2.1 UN 1075) for the radiant panel fuel. The panel fuel system must consist of a venturi-type aspirator for mixing gas and air at approximately atmospheric pressure. Provide suitable instrumentation for monitoring and controlling the flow of fuel and air to the panel. Include an air flow gauge, an air flow regulator, and a gas pressure gauge*).
- (iii) Penempatan panel pancara. Letakan panel pada kotak dengan sudut 30 derajat dari bidang spesimen horizontal, dan 7 ½ inchi di atas titik nol spesimen (*Radiant panel placement. Mount the panel in the chamber at 30 degrees to the horizontal specimen plane, and 7 1/2 inches above the zero point of the specimen*).

(3) Sistem penjepitan spesimen (*Specimen holding system*).

- (i) Kerangka geser berfungsi sebagai penempatan spesimen pengujian. Siku-siku dapat ditambahkan (melalui *wing nut*) pada tepi atas kerangka untuk mengakomodasi variasi ketebalan dari spesimen pengujian. Letakkan spesimen pengujian pada lembaran insulasi keramik berserat, baik pada sisa tempat pada tepian bawah kerangka geser maupun pada tempat siku-siku. Mungkin dibutuhkan juga untuk menggunakan berlembar-lembar material berdasarkan ketebalan spesimen (untuk memenuhi persyaratan tinggi sampel). Biasanya lembaran material yang tak terbakar ini ketebalannya  $\frac{1}{4}$  inchi (6mm). Lihat gambar F4. Kerangka geser lebih dalam 2 inchi (50,8 mm) dari kerangka pada gambar F4 juga dapat diterima sepanjang persyaratan panjang terpenuhi (*The sliding platform serves as the housing for test specimen placement. Brackets may be attached (via wing nuts) to the top lip of the platform in order to accommodate various thicknesses of test specimens. Place the test specimens on a sheet of fibrous ceramic insulation, either resting on the bottom lip of the sliding platform or on the base of the brackets. It may be necessary to use multiple sheets of material based on the thickness of the test specimen (to meet the sample height requirement). Typically, these non-combustible sheets of material are available in 1/4-inch (6 mm) thicknesses. See figure F4. A sliding platform that is deeper than the 2-inch (50.8mm) platform shown in figure F4 is also acceptable as long as the sample height requirement is met.*



**FIGURE F4—Sliding Platform**

- (ii) Tambahkan satu buah 1/2 inchi (13mm) papan insulasi keramik berserat atau material suhu tinggi lain dengan ukuran 41 1/2 hingga 81/4 inchi (1054 hingga 210 mm) pada sisi belakang kerangka. Papan ini berfungsi sebagai penahan panas dan melindungi spesimen pengujian dari pemanasan dini yang berlebihan. Tinggi papan ini tidak boleh mengganggu gerakan kerangka geser (keluar masuk dari kotak pengujian). Jika kerangka telah dibuat agar sisi belakang kerangka cukup tinggi untuk mencegah pemanasan dini yang berlebihan terhadap spesimen ketika kerangka geser keluar, maka papan penahan tidak dibutuhkan. *(Attach a 1/2-inch (13 mm) piece of fibrous ceramic insulation board or other high temperature material measuring 41 1/2 by 81/4 inches (1054 by 210 mm) to the back of the platform. This board serves as a heat retainer and protects the test specimen from excessive preheating. The height of this board may not impede the sliding platform movement (in and out of the test chamber). If the platform has been fabricated such that the back side of the platform is high enough to prevent excess preheating of the*

specimen when the sliding platform is out, a retainer board is not necessary).

- (iii) Letakkan spesimen pengujian secara horizontal pada papan yang tak bisa terbakar. Letakan bingkai baja penahan, yang memiliki ketebalan 1/8 inchi (3,2 mm) dan keseluruhan dimensi 23 hingga 13 1/8 inchi (584 hingga 333 mm) dengan bukaan spesimen 19 hingga 10 3/4 inchi (483 hingga 273 mm) melebihi spesimen pengujian. Sisi depan, belakang dan kanan dari roda atas bingkai harus terleta pada sisi atas kerangka geser dan roda bawah harus menjepit semua empat sisi dari spesimen pengujian. Roda kanan bawah harus sama rata dengan kerangka geser Lihat gambar F5. (Place the test specimen horizontally on the non-combustible board(s). Place a steel retaining/securing frame fabricated of mild steel, having a thickness of 1/8-inch (3.2 mm) and overall dimensions of 23 by 13 1/8 inches (584 by 333 mm) with a specimen opening of 19 by 10 3/4 inches (483 by 273 mm) over the test specimen. The front, back, and right portions of the top flange of the frame must rest on the top of the sliding platform, and the bottom flanges must pinch all 4 sides of the test specimen. The right bottom flange must be flush with the sliding platform. See figure F5).

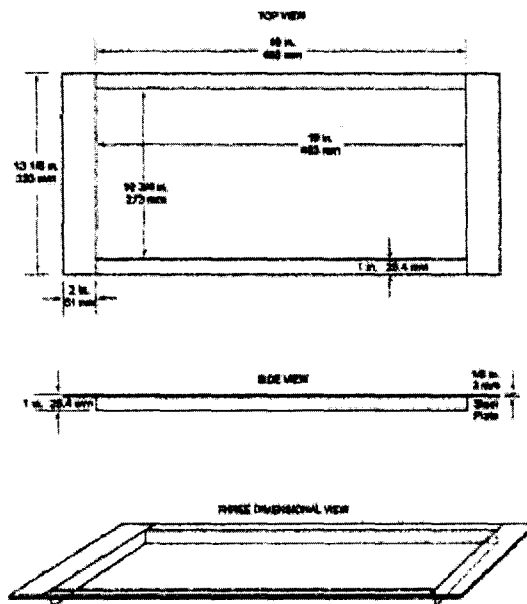


FIGURE F5: 3 Views

- (4) *Pilot burner.* Pilot burner yang digunakan untuk membakar spesimen harus Bernzomatic™ commercial propane venturi torch dengan tepian burner simetris aksial dan tabung pasokan gas metan dengan diameter lubang 0,006 inchi (0,15mm). Panjang tabung burner harus 2 7/8 inchi (71 mm). Aliran gas metan harus diatur melalui tekanan gas dengan regulator in-line untuk menghasilkan kerucut berwarna biru dengan ukuran 3/4 inchi (19mm). Guide berukuran 3/4 inchi (19mm) (misalnya sebatang tipis metal) dapat dipatri pada sisi atas burner untuk membantu pengaturan tinggi api. Keseluruhan tinggi api kira-kira panjangnya 5 inchi (127 mm). Sediakan jalan ntk memindahkan burner dari posisi pembakaran sehingga api akan menjadi horizontal dan setidaknya berada 2 inchi di atas bidang spesimen. Lihat gambar F6. (Pilot Burner. The pilot burner used to ignite the specimen must be a Bernzomatic™ commercial propane venturi torch with an axially symmetric burner tip and a propane supply tube with an orifice diameter

of 0.006 inches (0.15 mm). The length of the burner tube must be 27/8 inches (71 mm). The propane flow must be adjusted via gas pressure through an in-line regulator to produce a blue inner cone length of 3/4-inch (19 mm). A 3/4-inch (19 mm) guide (such as a thin strip of metal) may be soldered to the top of the burner to aid in setting the flame height. The overall flame length must be approximately 5 inches long (127 mm). Provide a way to move the burner out of the ignition position so that the flame is horizontal and at least 2 inches (50 mm) above the specimen plane. See figure F6).

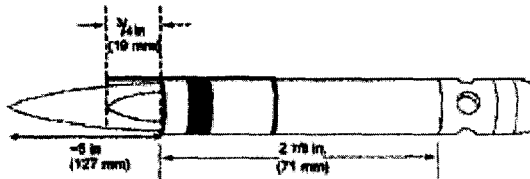


FIGURE F6—Propane Pilot Burner

- (5) *Thermocouple.* Pasang sebuah 24 American Wire Gauge (AWG) Type K (Chromel- Alumel) thermocouple atau sejenis dengan kotak pengujian untuk mengawasi suhu. Masukkan ke dalam kotak melalui lubang kecil yang dibor melalui sisi belakang kotak. Letakkan thermocouple sehingga menambah 11 inchi (279mm) dari sisi belakang kotak, 11 1/2 inchi (293mm) dari sisi kanan kotak dan 2 inchi (51mm) dari panel pancaran. Penggunaan thermocouple lain sifatnya opsional atau pilihan. (Thermocouples. Install a 24 American Wire Gauge (AWG) Type K (Chromel- Alumel) thermocouple or equivalent the test chamber for temperature monitoring. Insert it into the chamber through a small hole drilled through the back of the chamber. Place the thermocouple so that it extends 11 inches (279 mm) out from the back of the chamber wall, 11 1/2 inches (292 mm) from the right side of the chamber wall, and is 2 inches (51 mm) below the radiant panel. The use of other thermocouples is optional).
- (6) *Kalorimeter.* Kalorimeter yang dipakai harus berbentuk silinder ukuran 1 inchi dengan pendingin air, total heat flux density, foil type Gardon Gage dengan rentang 0 hingga 5 BTU/ft<sup>2</sup> - detik (0 hingga 5.7 Watts/cm<sup>2</sup> ). Calorimeter. The calorimeter must be a one-inch cylindrical water-cooled, total heat flux density, foil type Gardon Gage that has a range of 0 to 5 BTU/ft<sup>2</sup> -second (0 to 5.7 Watts/cm<sup>2</sup> ).
- (7) *Prosedur dan spesifikasi kalibrasi kalorimeter (Calorimeter calibration specification and procedure).*
  - (i) *Spesifikasi calorimeter (Calorimeter specification).*
    - (A) Diameter foil harus 0.25 ±0.005 inchi (6.35 ±0.13 mm). (Foil diameter must be 0.25 ±0.005 inches (6.35 ±0.13 mm)).
    - (B) Ketebalan foil harus 0.0005 ±0.0001 inchi (0.013 ± 0.0025 mm). (Foil thickness must be 0.0005 ±0.0001 inches (0.013 ± 0.0025 mm)).
    - (C) Material foil harus thermocouple grade Constantan (Foil material must be thermocouple grade Constantan).
    - (D) Pengukuran suhu harus Copper Constantan thermocouple. (Temperature measurement must be a Copper Constantan thermocouple).

- (E) Diameter kawat tembaga tengah harus 0,0005 inchi (0,013 mm) (*The copper center wire diameter must be 0.0005 inches (0.013 mm).*).
  - (F) Keseluruhan permukaan calorimeter harus dilapisi tipis dengan cat "Black Velvet" yang memiliki emisiviti 96 atau lebih (*The entire face of the calorimeter must be lightly coated with "Black Velvet" paint having an emissivity of 96 or greater.*).
- (ii) Kalibrasi kalorimeter (*Calorimeter calibration*).
- (A) Metode kalibrasi harus membandingkan dengan *transducer* yang telah distandarkan (*The calibration method must be by comparison to a like standardized transducer*).
  - (B) *Transducer* yang telah distandarkan harus memenuhi spesifikasi yang diberikan pada paragraf II 9b)(6) apendiks ini (*The standardized transducer must meet the specifications given in paragraph II(b)(6) of this appendix*).
  - (C) Kalibrasi *transducer* standar dengan standar utama yang diperoleh dari Standar Nasional (*Calibrate the standard transducer against a primary standard traceable to the National Standards*).
  - (D) Metode transfer harus berupa piringan grafit yang dipanaskan (*The method of transfer must be a heated graphite plate*).
  - (E) Piringan grafit harus dipanaskan dengan listrik, memiliki permukaan yang bersih pada setiap sisi piringan, paling sedikit 2 hingga 2 inchi (51 hingga 51 mm) dan ketebalan 1/8-inchi  $\pm 1/16$ -inchi ( $3.2 \pm 1.6$  mm) (*The graphite plate must be electrically heated, have a clear surface area on each side of the plate of at least 2 by 2 inches (51 by 51 mm), and be 1/8-inch  $\pm 1/16$ -inch thick (3.2  $\pm 1.6$  mm).*).
  - (F) Letakkan pada posisi tengah 2 *transducer* pada posisi yang berlawanan di atas piringan dengan jarak yang sebanding (*Center the 2 transducers on opposite sides of the plates at equal distances from the plate*).
  - (G) Jarak antara calorimeter dengan piringan tidak boleh kurang dari 0,0625 inchi (1,6mm) dan tidak lebih dari 0,375 inchi (9,5mm) (*The distance of the calorimeter to the plate must be no less than 0.0625 inches (1.6 mm), and no greater than 0.375 inches (9.5 mm).*).
  - (H) Rentang yang digunakan dalam kalibrasi paling sedikit 0–3.5 BTUs/ft<sup>2</sup> - detik (0–3.9 Watts/cm<sup>2</sup> ) dan tidak lebih dari 0–5.7 BTUs/ft<sup>2</sup> - detik (0–6.4 Watts/cm<sup>2</sup> ) (*The range used in calibration must be at least 0–3.5 BTUs/ft<sup>2</sup> -second (0–3.9 Watts/cm<sup>2</sup> ) and no greater than 0–5.7 BTUs/ft<sup>2</sup> -second (0–6.4 Watts/cm<sup>2</sup> ).*).
  - (I) Alat perekaman harus merekam 2 *transducer* terus menerus atau paling sedikit dalam 1/10 of tiap *transducer* (*The recording device used must record the 2 transducers simultaneously or at least within 1/10 of each other*).
- (8) Perlengkapan tetap calorimeter. Dengan kerangka geser pada kotak pengujian, pasang bingkai penyangga calorimeter dan letakkan material tak bisa terbakar pada sisi bawah kerangka geser berbatasan dengan bingkai penyangga. Hal ini akan mencegah hilangnya panas selama proses kalibrasi. Bingkai harus memiliki kedalaman 13 1/8 inchi (333mm)(dari depan ke belakang) dan lebar 8 inchi (203mm) dan harus berada pada sisi atas kerangka geser. Bingkai ini harus dibuat



dari batang baja datar 1/8 inci (3,2mm) dan memiliki bukaan yuntuk mengakomodasi ketebalan papan penahan 1/2 inci (12,7mm), yang setara dengan sisi atas kerangka geser. Papan ini harus memiliki tiga lubang sebesar 1 inci (25,4mm) yang dibor melalui papan untuk memasukkan kalorimeter. Jarak antara garis tengah dari lubang pertama terhadap garis tengah lubang kedua harus 2 inci (51 mm). Garis tengah lubang kedua juga harus sama jaraknya dengan garis tengah lubang ketiga. Lihat gambar F7. Bingkai penyangga kalorimeter yang konstruksinya berbeda bisa diterima selama panjang dari garis tengah lubang pertama terhadap panel pancaran dan jarak antar lubang sama seperti dijelaskan dalam paragraf ini (*Calorimeter fixture. With the sliding platform pulled out of the chamber, install the calorimeter holding frame and place a sheet of non-combustible material in the bottom of the sliding platform adjacent to the holding frame. This will prevent heat losses during calibration. The frame must be 13 1/8 inches (333 mm) deep (front to back) by 8 inches (203 mm) wide and must rest on the top of the sliding platform. It must be fabricated of 1/8-inch (3.2 mm) flat stock steel and have an opening that accommodates a 1/2-inch (12.7 mm) thick piece of refractory board, which is level with the top of the sliding platform. The board must have three 1-inch (25.4 mm) diameter holes drilled through the board for calorimeter insertion. The distance to the radiant panel surface from the centerline of the first hole ("zero" position) must be 7 1/2 ± 1/8 inches (191 ± 3 mm). The distance between the centerline of the first hole to the centerline of the second hole must be 2 inches (51 mm). It must also be the same distance from the centerline of the second hole to the centerline of the third hole. See figure F7. A calorimeter holding frame that differs in construction is acceptable as long as the height from the centerline of the first hole to the radiant panel and the distance between holes is the same as described in this paragraph).*

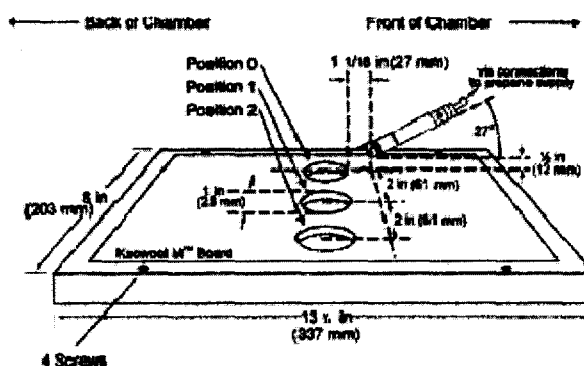


FIGURE F7—Calorimeter Holding Frame

- (9) Instrumentasi. Sediakan alat perekaman yang telah dialibrasi dengan rentang yang sesuai atau sistem penerimaan data computer untuk mengukur dan merekam output dari kalorimeter dan *thermocouple*. Sistem penerimaan data harus mampu merekam output kalorimeter setiap detik selama proses kalibrasi (*Instrumentation. Provide a calibrated recording device with an appropriate range or a computerized data acquisition system to measure and record the outputs of the calorimeter and the thermocouple. The data acquisition system must be capable of recording the calorimeter output every second during calibration*).

- (10) Alat penunjuk waktu. Sediakan *stopwatch* atau alat lain, yang akurat hingga  $\pm 1$  detik/jam, untuk mengukur waktu pembakaran dari *pilot burner* (*Timing device. Provide a stopwatch or other device, accurate to  $\pm 1$  second/hour, to measure the time of application of the pilot burner flame*).
- (c) Spesimen pengujian (*Test specimens*).
- (1) Persiapan spesimen. Persiapkan dan uji minimal tiga spesimen pengujian. Jika material penutup *film* digunakan, persiapkan dan uji antara petunjuk bungkus dan isi (*Specimen preparation. Prepare and test a minimum of three test specimens. If an oriented film cover material is used, prepare and test both the warp and fill directions*).
  - (2) Konstruksi. Spesimen pengujian harus mencakup seluruh material yang digunakan dalam konstruksi insulasi (termasuk *batting, film, scrim, tape*, dll). Potong sebagian kecil dari material inti seperti busa atau fiberglass, dan potong sebagian besar dari material pelapis *film* (jika digunakan) untuk menutupi material inti. Pembungkusan panas adalah metode yang disarankan untuk menyiapkan sampel fiberglass, sejak sampel fiberglass dapat dibuat tanpa memampatkan fiberglass ("*box sample*"). Material penutup yang tidak dapat membungkus panas dapat dijepret, dijahit atau dilester selama dapat dipotong lebih agar tidak menekan material inti. Alat pengunci yang digunakan harus sama panjangnya dengan panjang material pelindung. Ketebalan spesimen harus sama tebalnya dengan yang terpasang pada pesawat terbang. (*Construction. Test specimens must include all materials used in construction of the insulation (including batting, film, scrim, tape, etc. ). Cut a piece of core material such as foam or fiberglass, and cut a piece of film cover material (if used) large enough to cover the core material. Heat sealing is the preferred method of preparing fiberglass samples, since they can be made without compressing the fiberglass ("box sample"). Cover materials that are not heat sealable may be stapled, sewn, or taped as long as the cover material is sufficiently over-cut to be drawn down the sides without compressing the core material. The fastening means should be as continuous as possible along the length of the seams. The specimen thickness must be of the same thickness as installed in the airplane*).
  - (3) Dimensi spesimen. Untuk mendukung penempatan spesimen dengan tepat dan sesuai dengan kerangka geser, potong material yang tidak keras seperti fiberglass selebar 12 1/2 inchi (318mm) dan panjang 23 inchi (584mm). Potong material yang keras seperti busa, lebar 11 1/2  $\pm$  1/4 inchi (292mm  $\pm$  6mm) dan panjang 23 inchi (584mm) agar pas dengan dudukan pada kerangka geser, dan memberikan permukaan yang rata dan sejajar dengan bukaan pada dudukan kerangka geser. (*Specimen Dimensions. To facilitate proper placement of specimens in the sliding platform housing, cut non-rigid core materials, such as fiberglass, 12 1/2 inches (318mm) wide by 23 inches (584mm) long. Cut rigid materials, such as foam, 11 1/2  $\pm$  1/4 inches (292 mm  $\pm$  6mm) wide by 23 inches (584mm) long in order to fit properly in the sliding platform housing and provide a flat, exposed surface equal to the opening in the housing*).

- (d) Pengkondisian spesimen. Kondisikan spesimen pengujian pada  $70 \pm 5$  °F ( $21 \pm 2$  °C) dan 55 persen  $\pm$  10 persen kelembababn relative, selama minimal 24 jam sebelum pengujian. (*Specimen conditioning. Condition the test specimens at  $70 \pm 5$  °F ( $21 \pm 2$  °C) and 55 percent  $\pm$  10 percent relative humidity, for a minimum of 24 hours prior to testing*).
- (e) Kalibrasi aparatus (*Apparatus Calibration*).
- (1) Dengan kerangka geser berada di luar kotak pengujian, pasang bingkai penyangga calorimeter. Tekan kerangka geser kembali ke dalam kotak dan masukkan calorimeter ke dalam lubang pertama (posisi “nol”. Lihat gambar F7. Tutup pintu bawah yang terletak di bawah kerangka geser. Jarak dari garis tengah calorimeter terhadap permukaan panel pancaran pada titik ini harus 7 1/2 inchi  $\pm$  1/8 (191 mm  $\pm$  3). Sebelum menyalakan panel pancaran, pastikan bahwa permukaan calorimeter dalam keadaan bersih dan terdapat air yang mengalir melalui calorimeter (*With the sliding platform out of the chamber, install the calorimeter holding frame. Push the platform back into the chamber and insert the calorimeter into the first hole (“zero” position). See figure F7. Close the bottom door located below the sliding platform. The distance from the centerline of the calorimeter to the radiant panel surface at this point must be 7 1/2 inches  $\pm$  1/8 (191 mm  $\pm$  3). Before igniting the radiant panel, ensure that the calorimeter face is clean and that there is water running through the calorimeter*).
  - (2) Menyalakan panel. Atur campuran bahan bakar/udara hingga mencapai 1.5 BTUs/feet<sup>2</sup> -detik  $\pm$  5 persen (1.7 Watts/cm<sup>2</sup>  $\pm$  5 persen) pada posisi “nol”. Jika menggunakan panel listrik, atur alat control tenaga hingga mencapai panas *flux* yang sesuai. Biarkan panel tersebut mencapai titik stabil (hal ini bisa sampai 1 jam). *Pilot burner* harus dalam posisi mati dan di bawah selama proses ini. (*Ignite the panel. Adjust the fuel/air mixture to achieve 1.5 BTUs/feet<sup>2</sup> -second  $\pm$  5 percent (1.7 Watts/cm<sup>2</sup>  $\pm$  5 percent) at the “zero” position. If using an electric panel, set the power controller to achieve the proper heat flux. Allow the unit to reach steady state (this may take up to 1 hour). The pilot burner must be off and in the down position during this time*).
  - (3) Setelah kondisi stabil tercapai, pindahkan calorimeter 2 inchi (51mm) dari posisi “nol” ke posisi 1 dan rekam panas *flux*. Biarkan cukup waktu untuk setiap waktu agar calorimeter stabil. Tabel 1 menggambarkan nilai kalibrasi umumnya pada tiga posisi (*After steady-state conditions have been reached, move the calorimeter 2 inches (51 mm) from the “zero” position (first hole) to position 1 and record the heat flux. Move the calorimeter to position 2 and record the heat flux. Allow enough time at each position for the calorimeter to stabilize. Table 1 depicts typical calibration values at the three positions*).

Tabel 1 – Tabel Kalibrasi  
(Table 1—Calibration Table)

Posisi <i>Position</i>	<i>BTU/feet<sup>2</sup>detik</i>	<i>Watts/cm<sup>2</sup></i>
Posisi nol <i>“Zero” Position</i>	1.5	1.7
Posisi 1 <i>Position 1</i>	1.51–1.50–1.49	1.71–1.70– 1.69
Posisi 2 <i>Position 2</i>	1.43–1.44	1.62–1.63

- (4) Buka pintu bawah, singkirkan calorimeter dan peralatan penjepit. Perhatikan bahwa peralatan penjepit tadi sangat panas. (*Open the bottom door, remove the calorimeter and holder fixture. Use caution as the fixture is very hot*).
- (f) Prosedur pengujian (*Test Procedure*).
- (1) Nyalakan *pilot burner*. Pastikan bahwa *pilot burner* berada paling sedikit 2 inchi (51mm) di atas bagian atas dari kerangka. *Burner* tidak boleh bersentuhan dengan spesimen sampai pengujian dimulai. (*Ignite the pilot burner. Ensure that it is at least 2 inches (51 mm) above the top of the platform. The burner may not contact the specimen until the test begins*).
- (2) Letakkan spesimen pengujian pada penyangga kerangka geser. Pastikan bahwa permukaan sampel pengujian sejajar dengan bagian atas kerangka. Pada titik “nol”, permukaan spesimen harus berada 7 1/2 inchi ± 1/8 inchi (191mm ± 3) di bawah panel pancaran. (*Place the test specimen in the sliding platform holder. Ensure that the test sample surface is level with the top of the platform. At “zero” point, the specimen surface must be 71/2 inches ±1/8 inch (191 mm ± 3) below the radiant panel*).
- (3) Letakkan kerangka pelindung di atas spesimen. Jika perlu (karena kompresi) sesuaikan sampel (naik dan turun) untuk menjaga jarak dari sampel terhadap panel pancaran (7 1/2 inchi ± 1/8 inchi (191mm ± 3) pada posisi “nol”). Dengan rakitan *film/fiberglass*, penting untuk membuat celah pada penutup *film* untuk membersihkan udara di dalam. Hal ini mendukung operator dalam menjaga posisi yang tepat untuk spesimen pengujian (setara dengan bagian atas kerangka)dan untuk membuat ventilasi gas-gas selama pengujian. Celah longitudinal, kira-kira panjang 2 inchi (51mm), harus ditengahkan 3 inchi ±1/2inchi (76mm ± 13mm) dari roda kiri kerangka pengaman. Pisau tambahan diperbolehkan untuk membuat celah pada penutup *film* (*Place the retaining/securing frame over the test specimen. It may be necessary (due to compression) to adjust the sample (up or down) in order to maintain the distance from the sample to the radiant panel (71/2 inches ±1/8 inch (191 mm ± 3) at “zero” position). With film/fiberglass assemblies, it is critical to*

make a slit in the film cover to purge any air inside. This allows the operator to maintain the proper test specimen position (level with the top of the platform) and to allow ventilation of gases during testing. A longitudinal slit, approximately 2 inches (51mm) in length, must be centered 3 inches  $\pm 1/2$  inch (76mm  $\pm$  13mm) from the left flange of the securing frame. A utility knife is acceptable for slitting the film cover).

- (4) Segera tekan kerangka geser ke dalam kotak pengujian dan tutup pintu bawah (*Immediately push the sliding platform into the chamber and close the bottom door*).
- (5) Bawa api dari *pilot burner* menyentuh bagian tengah spesimen pada titik nol dan segera mulai jalankan alat pengukur waktu. *Pilot burner* harus berada pada sudut 27 derajat dari sampel dan kira-kira 1/2 inchi (12mm) di atas sampel. Lihat gambar F7. Alat stop, seperti dalam gambar F8, mempermudah operator untuk meletakkan *burner* setiap waktu secara tepat. (*Bring the pilot burner flame into contact with the center of the specimen at the "zero" point and simultaneously start the timer. The pilot burner must be at a 27 degree angle with the sample and be approximately 1/2 inch (12 mm) above the sample. See figure F7. A stop, as shown in figure F8, allows the operator to position the burner correctly each time*).

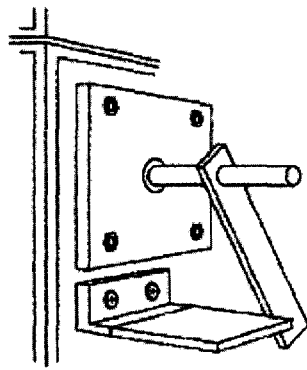


FIGURE F8—Propane Burner Stop

- (6) Tinggalkan *burner* pada posisi tersebut selama 15 detik dan geser ke posisi paling kecil 2 inchi (51mm) di atas spesimen. (*Leave the burner in position for 15 seconds and then remove to a position at least 2 inches (51 mm) above the specimen*).
- (g) Laporan (*Report*).
- (1) Identifikasi dan deskripsikan spesimen pengujian (*Identify and describe the test specimen*).
  - (2) Laporkan adanya penyusutan atau pelelehan dari spesimen pengujian (*Report any shrinkage or melting of the test specimen*).
  - (3) Laporkan jarak perambatan nyala api. Jika jaraknya kurang dari 2 inchi, laporan dianggap lolos (tidak perlu adanya pengukuran). (*Report the flame propagation distance. If this distance is less than 2 inches, report this as a pass (no measurement required)*).
  - (4) Laporkan waktu setelah nyala api (*Report the after-flame time*).

(h) Persyaratan (*Requirements*).

- (1) Tidak boleh ada perambatan nyala api lebi dari 2 inchi (51mm) kea rah kiri dari garis tengah titik pembakaran (*There must be no flame propagation beyond 2 inches (51 mm) to the left of the centerline of the pilot flame application*).
- (2) Waktu nyala setelah *pilot burner* disingkirkan tidak boleh lebih dari 3 detik untuk setiap spesimen (*The flame time after removal of the pilot burner may not exceed 3 seconds on any specimen*).

72. Menambah Lampiran J pada sub bagian lampiran, yang berbunyi sebagai berikut :

Apendiks J – *HIRF Environment* dan Level Pengujian *HIRF Environment*

(*Appendix J — HIRF Environments and Equipment HIRF Test Levels*)

Apendiks ini menjelaskan *HIRF environment I* dan level pengujian *HIRF* pada alat untuk sistem listrik dan elektronik sesuai bagian 23.1308. Nilai kekuatan bidang dari *HIRF environment* dan level pengujian *HIRF* peralatan dihitung dalam akar kuadrat rata-rata diukur selama puncak lingkaran modulasi (*This appendix specifies the HIRF environments and equipment HIRF test levels for electrical and electronic systems under sec. 23.1308. The field strength values for the HIRF environments and equipment HIRF test levels are expressed in root-mean-square units measured during the peak of the modulation cycle*).

- (a) *HIRF environment I* dijelaskan dalam tabel berikut (*HIRF environment I is specified in the following table*):

Tabel I – Kekuatan bidang frekuensi *HIRF environment I*

(*Table I.—HIRF Environment IFrequency                      Field strength*)

Frekuensi ( <i>Frequency</i> )	Kekuatan bidang ( <i>Field strength</i> ) (volts/meter)	
	<i>Peak</i>	<i>Average</i>
10 kHz–2 MHz	50	50
2 MHz–30 MHz	100	100
30 MHz–100 MHz	50	50
100 MHz–400 MHz	100	100
400 MHz–700 MHz	700	50
700 MHz–1 GHz	700	100
GHz–2 GHz	2,000	200
2 GHz–6 GHz	3,000	200

6 GHz–8 GHz	1,000	200
8 GHz–12 GHz	3,000	300
12 GHz–18 GHz	2,000	200
18 GHz–40 GHz	600	200

Pada tabel ini, kekuatan bidang yang lebih besar berlaku pada ujung pita frekuensi (*In this table, the higher field strength applies at the frequency band edges*).

- (b) HIRF environment II dijelaskan dalam tabel berikut (*HIRF environment II is specified in the following table*):

Tabel I – Kekuatan bidang frekuensi *HIRF environment I*  
(*Table II.–HIRF Environment II Frequency Field strength*)

Frequency	Kekuatan bidang (Field strength) (volts/meter)	
	Peak	Average
10 kHz–500 kHz	20	20
500 kHz–2 MHz	30	30
2 MHz–30 MHz	100	100
30 MHz–100 MHz	10	10
100 MHz–200 MHz	30	10
200 MHz–400 MHz	10	10
400 MHz–1 GHz	700	40
1 GHz–2 GHz	1,300	160
2 GHz–4 GHz	3,000	120
4 GHz–6 GHz	3,000	160
6 GHz–8 GHz	400	170
8 GHz–12 GHz	1,230	230
12 GHz–18 GHz	730	190
18 GHz–40 GHz	600	150

Pada tabel ini, kekuatan bidang yang lebih besar berlaku pada ujung pita frekuensi (*In this table, the higher field strength applies at the frequency band edges*).

(c) Pengujian *HIRF Peralatan Level 1 (Equipment HIRF Test Level 1)*.

- (1) Dari 10 kilohertz (kHz) sampai 400 megahertz (MHz), gunakan pengujian kerentanan dengan gelombang berkelanjutan (CW) dan modulasi gelombang 1 kHz kuadrat dengan kedalaman 90 persen atau lebih. Pengujian kerentanan harus dimulai pada minimal 0,6 miliampères (mA) pada 10 kHz, meningkatkan 20 desibel (dB) per frekuensi naik hingga minimum 30 mA pada 500 kHz (*From 10 kilohertz (kHz) to 400 megahertz (MHz), use conducted susceptibility tests with continuous wave (CW) and 1 kHz square wave modulation with 90 percent depth or greater. The conducted susceptibility current must start at a minimum of 0.6 milliamperes (mA) at 10 kHz, increasing 20 decibels (dB) per frequency decade to a minimum of 30 mA at 500 kHz*).
- (2) Dari 500 kHz ke 40 MHz, pengujian kerentanan harus dilakukan paling sedikit pada 30 mA (*From 500 kHz to 40 MHz, the conducted susceptibility current must be at least 30 mA*).
- (3) Dari 40 MHz ke 400 MHz, gunakan pengujian kerentanan, dimulai pada minimal 30 mA pada 40 MHz, menurun 20 dB per frekuensi hingga minimal 3 mA pada 400 MHz (*From 40 MHz to 400 MHz, use conducted susceptibility tests, starting at a minimum of 30 mA at 40 MHz, decreasing 20 dB per frequency decade to a minimum of 3 mA at 400 MHz*).
- (4) Dari 100 MHz ke 400 MHz, gunakan pengujian kerentanan teradiasi pada minimum 20 volt per meter (V/m) maksimal dengan CW dan 1 kHz kuadrat modulasi gelombang dengan kedalaman 90 persen atau lebih (*From 100 MHz to 400 MHz, use radiated susceptibility tests at a minimum of 20 volts per meter (V/m) peak with CW and 1 kHz square wave modulation with 90 percent depth or greater*).
- (5) Dari 400 MHz hingga 8 gigahertz (GHz), gunakan pengujian kerentanan teradiasi dengan minimal 150 V/m maksimal dengan modulasi bunyi 4 persen dari beban lingkaran dengan 1 kHz frekuensi pengulangan bunyi. Sinyal ini harus dimatikan dan dinyalakan pada kecepatan 1 Hz dengan beban lingkaran 50 persen (*From 400 MHz to 8 gigahertz (GHz), use radiated susceptibility tests at a minimum of 150 V/m peak with pulse modulation of 4 percent duty cycle with a 1 kHz pulse repetition frequency. This signal must be switched on and off at a rate of 1 Hz with a duty cycle of 50 percent*).

(d) Pengujian *HIRF Peralatan Level 2*. Pengujian *HIRF Peralatan Level 2* ada pada tabel II apendiks ini dikurangi dengan fungsi transfer pesawat udara yang bisa diterima dan garis redaman. Pengujian harus mencakup pita frekuensi dari 10 kHz hingga 8 GHz (*Equipment HIRF Test Level 2. Equipment HIRF test level 2 is HIRF environment II in table II of this appendix reduced by acceptable aircraft transfer function and attenuation curves. Testing must cover the frequency band of 10 kHz to 8 GHz*).



- (e) Pengujian HIRF Peralatan Level 3 (*Equipment HIRF Test Level 3*).
- (1) Dari 10 kHz hingga 400 MHz, gunakan pengujian kerentanan terkonduksi, dimulai pada minimal 0,15 mA pada 10 kHz, meningkat 20 dB per frekuensi mencapai minimal 7,5 mA pada 500 kHz (*From 10 kHz to 400 MHz, use conducted susceptibility tests, starting at a minimum of 0.15 mA at 10 kHz, increasing 20 dB per frequency decade to a minimum of 7.5 mA at 500 kHz*).
  - (2) Dari 500 kHz hingga 40 MHz, menggunakan pengujian kerentanan terkonduksi pada nilai minimal 7,5 mA From 500 kHz to 40 MHz, use conducted susceptibility tests at a minimum of 7.5 mA.
  - (3) Dari 40 MHz hingga 400 MHz, menggunakan pengujian kerentanan terkonduksi, dimulai minimal 7,5 mA pada 40 MHz, menurunkan decade 20 dB per decade frekuensi hingga minimal 0,75 mA pada 400MHz (*From 40 MHz to 400 MHz, use conducted susceptibility tests, starting at a minimum of 7.5 mA at 40 MHz, decreasing 20 dB per frequency decade to a minimum of 0.75 mA at 400 MHz*).
  - (4) Dari 100 MHz hingga 8 GHz, menggunakan pengujian kerentanan teradiasi pada nilai minimal 5 V/m (*From 100 MHz to 8 GHz, use radiated susceptibility tests at a minimum of 5 V/m*).

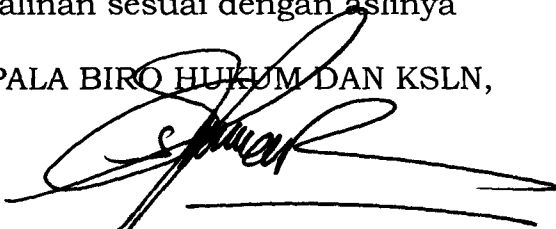
MENTERI PERHUBUNGAN  
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

E.E. MANGINDAAN

Salinan sesuai dengan aslinya

KEPALA BIRO HUKUM DAN KSLN,



DR. UMAR ARIS, SH, MM, MH  
Pembina Utama Muda (IV/c)  
NIP. 19630220 198903 1 001