MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA

PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA
NOMOR PM 62 TAHUN 2021
TENTANG
PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 36
TENTANG STANDAR KEBISINGAN UNTUK SERTIFIKASI TIPE
DAN KELAIKUDARAAN PESAWAT UDARA

DENGAN RAHMAT TUHAN YANG MAHA ESA

MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA,

Menimbang : a. bahwa untuk melaksanakan Peraturan Pemerintah Nomor 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan Bidang Penerbangan, perlu mengatur standar kebisingan sebagai salah satu persyaratan untuk memperoleh sertifikat tipe dan sertifikat kelaikudaraan standar pesawat udara;

b. bahwa Peraturan Menteri Perhubungan Nomor KM 29 Tahun 2009 tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 36 Amandemen 1 (*Civil Aviation Safety Regulations Part 36 Amendment 1*) tentang Sertifikasi Standar Kebisingan Jenis Pesawat Terbang dan Kelaikan Udara (*Noise Standards: Aircraft Type and Airworthiness Certifications*) sebagaimana telah diubah terakhir dengan Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 58 Tahun 2017 sudah tidak sesuai dengan regulasi internasional dan perkembangan teknologi, sehingga perlu diganti;

c. bahwa berdasarkan pertimbangan sebagaimana dimaksud dalam huruf a dan huruf b, perlu menetapkan Peraturan Menteri Perhubungan tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 36 tentang Standar Kebisingan untuk Sertifikasi Tipe dan Kelaikudaraan Pesawat Udara;

Mengingat : 1. Pasal 17 ayat (3) Undang-Undang Dasar Negara Republik Indonesia Tahun 1945;

2. Undang-Undang Nomor 39 Tahun 2008 tentang Kementerian Negara (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2008 Nomor 166, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 4916);
3. Undang-Undang Nomor 1 Tahun 2009 tentang Penerbangan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2009 Nomor 1, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 4956);
4. Undang-Undang Nomor 11 Tahun 2020 tentang Cipta Kerja (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2020 Nomor 245, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 6573);
5. Peraturan Pemerintah Nomor 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan Bidang Penerbangan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2021 Nomor 42, Tambahan Lembaran Negara Republik Indonesia Nomor 6644);
6. Peraturan Presiden Nomor 40 Tahun 2015 tentang Kementerian Perhubungan (Lembaran Negara Republik Indonesia Tahun 2015 Nomor 75);
7. Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 98 Tahun 2015 tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 21 (*Civil Aviation Safety Regulations Part 21*) tentang Prosedur Sertifikasi untuk Produk dan Bagian-Bagiannya (*Certification Procedures For Product And Parts*) (Berita Negara Republik Indonesia Tahun 2015 Nomor 899);

8. Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 122 Tahun 2018 tentang Organisasi dan Tata Kerja Kementerian Perhubungan (Berita Negara Republik Indonesia Tahun 2018 Nomor 1756);

MEMUTUSKAN:

Menetapkan : PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN TENTANG PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 36 TENTANG STANDAR KEBISINGAN UNTUK SERTIFIKASI TIPE DAN KELAIKUDARAAN PESAWAT UDARA.

Pasal 1

Dalam Peraturan Menteri ini yang dimaksud dengan:

1. Pesawat Udara adalah setiap mesin atau alat yang dapat terbang di atmosfer karena gaya angkat dari reaksi udara, tetapi bukan karena reaksi udara terhadap permukaan bumi yang digunakan untuk penerbangan.
2. Pesawat Terbang adalah Pesawat Udara yang lebih berat dari udara, bersayap tetap dan dapat terbang dengan tenaga sendiri.
3. Helikopter adalah Pesawat Udara yang lebih berat dari udara, bersayap putar yang rotornya digerakkan oleh mesin.
4. *Tiltrotors* adalah kelas pesawat yang mampu melakukan *take-off* dan *landing* secara vertikal, dalam kategori *powered-lift*, dengan rotor dipasang pada atau dekat ujung sayap dengan *pitch* yang bervariasi dari konfigurasi yang mendekati vertikal hingga mendekati horisontal *relative* terhadap sayap dan *fuselage*.
5. Pesawat Subsonik adalah pesawat terbang yang tidak mampu untuk terbang melebihi kecepatan *Mach* 1.
6. Pesawat Supersonik adalah pesawat terbang yang mampu untuk terbang melebihi kecepatan *Mach* 1.
7. Kelaikudaraan adalah terpenuhinya persyaratan desain tipe Pesawat Udara dan kondisi aman untuk beroperasi.

8. Direktur Jenderal adalah Direktur Jenderal Perhubungan Udara.
9. Direktorat Jenderal adalah Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.
10. Direktur adalah Direktur Kelaikudaraan dan Pengoperasian Pesawat Udara.

Pasal 2

Peraturan Menteri ini mengatur mengenai ketentuan standar dan pelaksanaan pengujian batas kebisingan Pesawat Udara sebagaimana yang dipersyaratkan dalam pemenuhan standar kelaikudaraan.

Pasal 3

(1) Ketentuan standar dan pelaksanaan pengujian batas kebisingan Pesawat Udara sebagaimana dimaksud dalam Pasal 2 berlaku untuk pengajuan sertifikat.
(2) Sertifikat sebagaimana dimaksud pada ayat (1), terdiri atas:
    a. sertifikat tipe dan perubahannya, sertifikat kelaikudaraan standar, untuk Pesawat Subsonik kategori transport dan untuk pesawat jet subsonik kategori apapun;
    b. sertifikat tipe dan perubahannya, sertifikat kelaikudaraan standar dan sertifikat kelaikudaraan kategori terbatas, untuk *propeller driven* dan kategori komuter dengan *propeller driven;*
    c. sertifikat tipe dan perubahannya dan sertifikat kelaikudaraan standar, untuk pesawat terbang *concorde*;
    d. sertifikat tipe dan perubahannya, untuk helikopter; atau
    e. sertifikat tipe dan perubahannya dan sertifikat kelaikudaraan standar, untuk *Tiltrotors*.

(3) Ketentuan sebagaimana dimaksud pada ayat (2) huruf b, dikecualikan terhadap pesawat terbang yang dirancang untuk kegiatan:
   a. pertanian; atau
   b. pemadaman kebakaran.

(4) Ketentuan sebagaimana dimaksud pada ayat (2) huruf d, dikecualikan terhadap helikopter yang didesain khusus untuk:
   a. pertanian;
   b. pemadaman kebakaran; atau
   c. membawa beban eksternal.

Pasal 4

Ketentuan Peraturan Menteri ini berlaku secara mutatis mutandis terhadap permohonan sertifikasi produk dan bagian-bagiannya sebagaimana diatur dalam Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 21.

Pasal 5

Ruang lingkup Peraturan Menteri ini meliputi:
a. standar kebisingan pesawat kategori transport dan pesawat jet;
b. standar kebisingan pesawat supersonik;
c. standar kebisingan pesawat kategori *propeller driven* dan kategori komuter *propeller driven*;
d. standar kebisingan helikopter;
e. standar kebisingan *Tiltrotors:* dan
f. dokumentasi, batasan operasional dan informasi.

Pasal 6

Ketentuan mengenai standar dan prosedur pengujian kebisingan sebagaimana dimaksud dalam Pasal 3 dan Pasal 5, tercantum dalam Lampiran I dan Lampiran II yang merupakan bagian tidak terpisahkan dari Peraturan Menteri ini.

Pasal 7

Pesawat Udara yang tidak memenuhi standar kebisingan yang diatur dalam Peraturan Menteri ini, tidak dikeluarkan sertifikat tipe dan Kelaikudaraan pesawat udara.

Pasal 8

Pada saat Peraturan Menteri ini mulai berlaku, Peraturan Menteri Perhubungan Nomor KM 29 Tahun 2009 tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 36 Amandemen 1 (*Civil Aviation Safety Regulation Part 36 Amandment 1*) tentang Sertifikasi Standar Kebisingan Jenis Pesawat Terbang dan Kelaikan Udara (*Noise Standards : Aircraft Type and Airworthiness Certification*) sebagaimana telah beberapa kali diubah terakhir dengan Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 58 Tahun 2017 tentang Perubahan Kedua atas Peraturan Menteri Perhubungan Nomor KM 29 Tahun 2009 tentang Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil Bagian 36 Amandemen 1 (*Civil Aviation Safety Regulation Part 36 Amandment 1*) tentang Sertifikasi Standar Kebisingan Jenis Pesawat Terbang dan Kelaikan Udara (*Noise Standards : Aircraft Type and Airworthiness Certification*) (Berita Negara Republik Indonesia Tahun 2017 Nomor 1094), dicabut dan dinyatakan tidak berlaku.

Pasal 9

Peraturan Menteri ini mulai berlaku pada tanggal diundangkan.

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

Ditetapkan di Jakarta
pada tanggal 8 Juli 2021

MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

BUDI KARYA SUMADI

Diundangkan di Jakarta
pada tanggal 19 Juli 2021

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

ttd

BENNY RIYANTO

BERITA NEGARA REPUBLIK INDONESIA TAHUN 2021 NOMOR 819

Salinan sesuai dengan aslinya
Plt. KEPALA BIRO HUKUM,

YUSTINUS DANANG RUSDIHANTO

LAMPIRAN I
PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA
NOMOR PM 62 TAHUN 2021
TENTANG
PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 36 TENTANG STANDAR KEBISINGAN UNTUK SERTIFIKASI TIPE DAN KELAIKUDARAAN PESAWAT UDARA

PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL (PKPS)

BAGIAN 36

STANDAR KEBISINGAN: SERTIFIKASI TIPE DAN KELAIKUDARAAN PESAWAT UDARA

KEMENTERIAN PERHUBUNGAN

REPUBLIK INDONESIA

PKPS BAGIAN 36

STANDAR KEBISINGAN: SERTIFIKASI TIPE DAN KELAIKUDARAAN PESAWAT UDARA

DAFTAR ISI

DAFTAR ISI **8**

DAFTAR AMANDEMEN **11**

IKHTISAR AMANDEMEN **12**

ISTILAH : SIMBOL DAN UNIT **14**

SUB BAGIAN A - UMUM **26**

36.0 Referensi Peraturan 26

36.1 Definisi dan Penerapan 26

36.2 Persyaratan Sesuai Tanggal Pengajuan 31

36.3 Pemenuhan Persyaratan Kelaikudaraan 32

36.5 Batasan Bagian 33

36.6 Referensi Standard dan prosedur 33

36.7 Perubahan Akustik: Pesawat kategori transport dan Pesawat Jet 34

36.9 Perubahan Akustik: Pesawat *propeller driven* dan pesawat komuter dengan *propeller driven* 37

36.11 Perubahan Akustik: Helikopter 37

36.13 Perubahan Akustik: pesawat *Tiltrotors* 39

SUB BAGIAN B – PESAWAT KATEGORI TRANSPORT DAN PESAWAT JET **40**

36.101 Pengukuran Kebisingan dan Evaluasi 40

36.103 Batas Kebisingan 40

36.105 Kesetaraan *Flight Manual Statement* dengan *Chapter 4* ICAO Annex 16 Volume I 40

SUB BAGIAN C - [CADANGAN] **42**

SUB BAGIAN D - BATAS KEBISINGAN UNTUK PESAWAT KATEGORI TRANSPORT SUPERSONIK **43**

36.301 Batas Kebisingan: *Concorde.* 43

SUB BAGIAN E - [DICADANGKAN] **44**

SUB BAGIAN F - PESAWAT KATEGORI *PROPELLER DRIVEN* DAN KATEGORI KOMUTER *PROPELLER DRIVEN* **45**

36.501 Batas Kebisingan 45

SUBBAGIAN G - [DICADANGKAN] 47

SUB BAGIAN H - HELIKOPTER 48

36.801 Pengukuran Kebisingan 48

36.803 Evaluasi dan Perhitungan Kebisingan 48

36.805 Batas Kebisingan 48

SUB BAGIAN I - J [DICADANGKAN] 50

SUB BAGIAN K - TILTROTORS 51

36.1101 Pengukuran dan evaluasi kebisingan 51

36.1103 Batas Kebisingan 51

SUB BAGIAN N - [DICADANGKAN] 52

SUB BAGIAN O - DOKUMENTASI, BATASAN OPERASIONAL DAN INFORMASI 53

36.1501 Prosedur, Level Kebisingan dan Informasi Lainnya 53

36.1581 *Manuals*, *Markings*, dan *Placards* 54

36.1583 Pesawat Agrikultur dan Pemadam Kebakaran Yang Tidak Memenuhi Persyaratan 54

LAMPIRAN A - PENGUKURAN KEBISINGAN PESAWAT DAN EVALUASI DALAM BUTIR 36.101 56

LAMPIRAN B - LEVEL KEBISINGAN UNTUK PESAWAT KATEGORI TRANSPORT DAN JET BERDASARKAN BUTIR 36.103 109

LAMPIRAN C - E [DICADANGKAN] 120

LAMPIRAN F - PERSYARATAN SERTIFIKASI UJI FLYOVER NOISE UNTUK PESAWAT PROPELLER – DRIVEN DAN KOMUTER KATEGORI SEBELUM 22 DESEMBER 1988 121

LAMPIRAN G – PERSYARATAN SERTIFIKASI KEBISINGAN *TAKEOFF* UNTUK KATEGORI PESAWAT *PROPELLER – DRIVEN* DAN KOMUTER PESAWAT TES PADA ATAU SETELAH 22 DESEMBER 1988 .....- 129 -29

LAMPIRAN H - PERSYARATAN SERTIFIKASI KEBISINGAN UNTUK HELIKOPTER BERDASARKAN SUB H 141

LAMPIRAN J - ALTERNATIF SERTIFIKASI KEBISINGAN HELIKOPTER BERDASARKAN SUB H MTOW TIDAK LEBIH DARI 7.000 POUND .....- 171 -71

LAMPIRAN K - PERSYARATAN SERTIFIKASI KEBISINGAN UNTUK *TILTROTORS* BERDASARKAN SUB BAGIAN K 188

DAFTAR AMANDEMEN

Nomor Amandemen	Tanggal Terbit	Referensi
Awal	27 Desember 1993	
Amandemen 1	26 Februari 2009	
Amandemen 2	20 Februari 2015	
Amandemen 3	4 Agustus 2017	
Amandemen 4		

IKHTISAR AMANDEMEN

Nomor Amandemen	Sumber	Subjek	Ditetapkan
Awal	27 Desember 1993		Keputusan Menteri Nomor 90 Tahun 1993, Tanggal 27 Desember 1993, Lampiran X
Amandemen 1		1. Pengantar Persyaratan Kebisingan *stage* 4. 2. Pengantar Persyaratan Tanggal Penerapan Terkait Batas Kebisingan. 3. Pengantar Alternatif yang Dapat Diterima Untuk Pengukuran dan Evaluasi Kebisingan *stage* 4	KM 29 Tahun 2009 Tanggal 26 Februari 2009
Amandemen 2	Annex 16 Vol. 1 Amdt. 10 & State Letter No.AN1/17.14-14/24, 10 Apr 2014.	1. Ketentuan supersonik dihapus. 2. Pengantar kategori *primary* 3. Pengantar *stage* 3 untuk Helikopter	PM 50 Tahun 2015 Tanggal 20 Pebruari 2015
Amandemen 3	Annex 16, Volume I, Aircraft Noise", 7th Edition, Amendmen 11-B, efektif 1 Januari 2015.	1. Persyaratan Kebisingan untuk *Tiltrotors* pada Sub bagian K 2. Pengantar persyaratan sertifikasi kebisingan untuk *Tiltrotors*,	PM 58 Tahun 2017, dated 4 August 2017

Amandemen 4	Annex 16, Volume I, Aircraft Noise", AN 1/17.14-17/48 tanggal 21 April 2017	1. Harmonisasi bahasa yang digunakan untuk menentukan atmosfir referensi; 2. Penghapusan referensi untuk teknik pengukuran jalur penerbangan yang sudah tidak dipakai; 3. Koreksi pedoman untuk sertifikasi kebisingan untuk *Tiltrotors*; dan	

ISTILAH : SIMBOL DAN UNIT

Kecepatan

Simbol	*Unit*	*Arti*
cR	m /s	*Reference speed of sound.* Kecepatan suara pada kondisi acuan.
MATR	-	*Propeller helical tip Mach number.* Total dari acuan kecepatan ujung rotasi rotor dan acuan kecepatan helicopter, dibagi dengan acuan kecepatan suara.
MH	-	*Propeller helical tip Mach number.* Akar kuadrat dari total kuadrat kecepatan ujung rotasi pengujian propeller dan kuadrat dari pengujian *airspeed* pesawat, dibagi dengan pengujian kecepatan suara.
MHR	-	*Preferensi ropeller heliks tip nomor Mach.* Akar kuadrat dari total kuadrat kecepatan ujung rotasi pengujian propeller dan kuadrat kecepatan acuan pesawat, dibagi dengan acuan kecepatan suara.
Best R / C	m /s	*Best rate of climb. take-off rate of climb* maksimal tersertifikasi pada kondisi pengaturan tenaga dan kecepatan mesin maksimum.
VAR	km / jam	*Adjusted reference speed.* Pada kondisi yang bukan *standard test day*, acuan kecepatan helikopter disesuaikan untuk mencapai *advancing tip Mach number* yang setara dengan kecepatan acuan pada kondisi acuan.
VCON	km / jam	*Maximum airspeed in conversion mode. Airspeed* yang tidak akan pernah dilampaui oleh Tiltrotors ketika dalam mode *conversion.*
VG	km / jam	*Ground speed.* Kecepatan pesawat relatif terhadap permukaan bumi.

V_{GR}	km / jam	*Reference ground speed.* Kecepatan sebenarmya pesawat udara relatif terhadap permukaan bumi pada arah *ground track* pada kondisi acuan. V_{GR} adalah komponen horizontal dari *reference speed VR* pesawat udara.
VH	km / jam	*Maximum airspeed in level flight.* Kecepatan *airspeed* maksimum helikopter pada ketinggian terbang ketika beroperasi pada *continuous power* maksimum.
V_{MCP}	km / jam	*Maximum airspeed in level flight.* Kecepatan *airspeed* maksimum *tilt-motor* pada ketinggian terbang ketika beroperasi pada mode *aeroplane dengan continuous power* maksimum.
V_{MO}	km / jam	*Maximum operating airspeed.* Batas operasi maksimum *airspeed* untuk Tiltrotors yang tidak boleh dilampaui dengan sengaja.
V_{NE}	km / jam	*Never exceed airspeed.* Batas operasi maksimum *airspeed* yang tidak boleh dilampaui dengan sengaja.
VR	km / jam	*Reference speed.* Kecepatan sebenarmya pesawat udara relative terhadap kondisi acuan pada arah jalur penerbangan acuan. *Catatan: - Simbol ini tidak boleh disamakan dengan simbol yang biasa digunakan untuk aeroplane take-off rotation speed.*
V_{REF}	km / jam	*Reference landing airspeed.* Kecepatan pesawat terbang, dengan konfigurasi pendaratan tertentu, pada titik dimana pesawat turun melalui *landing screen height* dalam penentuan jarak pendaratan untuk pendaratan manual.
VS	km / jam	*Stalling airspeed.* Kecepatan *steady airspeed* minimum dalam konfigurasi pendaratan.

Vtip	m /s	*Tip speed.* Kecepatan rotasi rotor atau ujung propeller pada kondisi pengujian, tidak termasuk komponen kecepatan pesawat udara.
VtipR	m /s	*Reference tip speed.* Kecepatan rotasi rotor atau ujung propeller pada kondisi acuan, tidak termasuk komponen kecepatan pesawat.
VY	km / jam	*Speed for best rate of climb.* Pengujian kecepatan *airspeed* untuk *take-off rate of climb* terbaik.
V2	km / jam	*Take-off safety speed.* Kecepatan *airspeed* minimum yang aman untuk *take-off.*

Waktu

Simbol	*Unit*	*Arti*
t0	*s*	*Reference duration.* Lamanya waktu yang digunakan sebagai acuan dalam persamaan integrasi untuk menghitung EPNL, dimana t0 = 10 s.
tR	s	*Reference reception time.* Waktu acuan kedatangan dihitung dari posisi acuan pesawat terbang dan jarak antara pesawat terbang dan mikrofon yang digunakan dalam prosedur integrasi.
Δt	s	*Time increment.* Kesetaraan peningkatan waktu antara spektra *Sepertiga Oktafband*, di mana Δt = 0,5 s.
δtR	s	*Reference time increment.* Durasi efektif peningkatan waktu antara acuan *reception time* terkait dengan poin PNLT yang digunakan pada metode yang terintegrasi.

Indeks

Simbol	*Unit*	*Arti*
i	-	*Frequency band index.* Indikasi numerik yang menunjukkan salah satu dari 24 *Sepertiga Oktafband* dengan nominal *geometric mean frequencies* 50-10 000 Hz.

k	-	*Time increment index.* Indikator numerik yang menunjukkan apapun dari spektrum 0,5 detik dalam riwparagraf waktu kebisingan. Untuk metode terintegrasi, penyesuaian kenaikan waktu terkait dengan setiap nilai k kemungkinan akan bervariasi dari original 0,5 detik kenaikan waktu ketika diproyeksikan kepada kondisi acuan.
k_F	-	*First time increment identifier.* Index dari *the first 10 dB-down point* pada riwayat waktu PNLT yang terukur secara diskrit.
k_{FR}	-	*Reference first time increment identifier.* Index dari *the first 10 dB-down point* pada riwayat waktu PNLT diskrit untuk metode yang terintegrasi.
k_L	-	*Last time increment identifier.* Index dari *the last 10 dB-down point* pada riwayat waktu PNLT yang terukur secara diskrit.
k_{LR}	-	*Reference last time increment identifier.* Index dari *the last 10 dB-down point* pada riwparagraf waktu PNLT diskrit untuk metode yang terintegrasi.
k_M	-	*Maximum PNLTM time increment index.* Indeks penambahan waktu untuk PNLTM.
t	s	*Elapsed time.* Lamanya waktu yang diukur dari referensi nol.
t_1	s	*Time of first 10 dB-down point.* Waktu saat titik pertama dari 10 dB-kebawah dalam fungsi waktu yang berkelanjutan. (Lihat kF.)
t_2	s	*Time of last 10 dB-down point.* Waktu saat titik terakhir dari 10 dB-kebawah dalam fungsi waktu yang berkelanjutan. (Lihat kF.)

Metrik Kebisingan

Simbol	*Unit*	*Arti*
EPNL	EPNdB	*Effective perceived noise level.* Sebuah evaluator nomor-tunggal untuk pesawat yang melintas, perhitungan dampak subjektif dari kebisingan pesawat pada manusia, yang terdiri dari integrasi dengan durasi kebisingan dari *perceived noise level* (PNL) yang disesuaikan untuk *spectral irregularities* (PNLT), dinormalkan terhadap durasi acuan 10 detik. (Lihat Lampiran 2, Bagian 4.1 untuk spesifikasi.)
EPNLA	EPNdB	*Approach EPNL. Effective perceived noise level* pada titik pengukuran acuan *approach* pesawat.
EPNLF	EPNdB	*Flyover EPNL. Effective perceived noise level* pada titik pengukuran padaacuan *flyover* pesawat.
EPNLL	EPNdB	*Lateral EPNL. Effective perceived noise level* pada titik pengukuran pada acuan lateral pesawat.
LAE	dB SEL	*Sound exposure level (SEL).* Level kebisingan kejadian tunggal (single event) untuk pesawat yang melintas, yang terdiri dari integrasi durasi kebisingan *A-weighted sound level* (dBA), dinormalisasi terhadap durasi acuan 1 detik. (Lihat Lampiran 4, Bagian 3 untuk spesifikasi.)
LAS	dB(A)	*Slow A-weighted sound level.* Level suara dengan frekuensi *A-weighted* dan waktu *S-weighted* untuk *specified instance in time.*
LASmax	dB (A)	*Maximum Slow A-weighted sound level.* Nilai maksimum LAS pada interval waktu tertentu.
LASmax R	dB (A)	*Reference maximum Slow A-weighted sound level.* Nilai maksimum LAS pada interval waktu tertentu dikoreksi terhadap kondisi acuan.

LIMITA	EPNdB	*Approach EPNL limit.* Level kebisingan maksimum yang diijinkan di titik pengukuran pada acuan *approach* pesawat.
LIMITF	EPNdB	*Flyover EPNL limit.* Level kebisingan maksimum yang diijinkan di titik pengukuran pada acuan *flyover* pesawat.
LIMITL	EPNdB	*Lateral EPNL limit.* Level kebisingan maksimum yang diijinkan di titik pengukuran pada acuan lateral pesawat.
n	noy	*Perceived noisiness.* Kebisingan yang diterima pada level tekanan suara *Sepertiga Oktafband* dalam spektrum yang diberikan.
N	noy	*Total perceived noisiness.* Total kebisingan yang diterima pada spectrum yang diberikan diperhitungkan dari 24 nilai *n*.
PNL	PNdB	*Perceived noise level.* Evaluator kebisingan berdasarkan persepsi yang merepresentasikan efek subjektif dari broadband kebisingan yang diterima pada suatu titik waktu yang diberikan selama pesawat melintas. Level kebisingan ini ditentukan secara empiris agar setara dengan kebisingan pada sampel *Sepertiga Oktafband* 1 kHz pada kebisikan acak. (Lihat Lampiran 2, Bagian 4.2 untuk spesifikasi.)
PNLTR	TPNdB	*Reference tone-corrected perceived noise level.* Nilai dari PNLT disesuaikan terhadap kondisi acuan.
PNLTM	TPNdB	*Maximum tone-corrected perceived noise level.* Nilai maksimum PNLT dalam riwparagraf waktu yang ditentukan, disesuaikan dengan *bandsharing* penyesuaian ΔB.

PNLTMR	TPNdB	*Reference maximum tone-corrected perceived noise level.* nilai maksimum dari PNLTR dalam riwparagraf waktu yang ditentukan, disesuaikan dengan penyesuaian *bandsharing* ΔB dalam metode yang disederhanakan dan ΔBR dengan metode yang terintegrasi.
SPL	dB	*Sound pressure level.* Dengan *level* suara, relatif terhadap *level* acuan 20 μPa, pada setiap waktu yang terjadi dalam kisaran referensi yang ditentukan. Level yang dihitung sepuluh kali logaritma dengan basis 10 dari rasio *time-mean-square pressure* dengan suara kuadrat dari acuan tekanan suara 20 μPa. *Catatan: - penggunaan sertifikasi pesawat biasanya mengacu pada one- third octave band yang spesifik* *Sebagai contoh:* *SPL(i,k) untuk band ke-i dari spectrum ke-k pada riwparagraf waktu kebisingan pesawat.*
SPLR	dB	*Reference sound pressure level.* Level tekanan tekanan suara Sepertiga Oktafband disesuaikan terhadap kondisi acuan.
SPLS	dB	*Slow-weighted sound pressure level.* Level tekanan Nilai Sound Pressure Level *Sepertiga Oktafband* dengan mengaplikasikan *time weighting S.*
Δ1	TPNdB	*PNLTM adjustment.* Pada metode penyesuaian yang disederhanakan, penyesuaian ditambahkan pada pengukuran EPNL untuk memperhitungan perubahan level kebisingan yang diakibatkan oleh perbedaan pada absorpsi atmosfer dan *noise path length* antara pengujian dan kondisi acuan di PNLTM.

	dB (A)	Untuk pesawat *propeller driven* yang tidak melebihi 8 618 kg, penyesuaian ditambahkan ke LASmax untuk memperhitungkan perubahan tingkat kebisingan dikarenakan perbedaan ketinggian pesawat pada pengujian dan referensi.
Δ2	TPNdB	*Duration adjustment.* Pada metode penyesuaian yang disederhanakan, penyesuaian ditambahkan pada pengukuran EPNL untuk memperhitungan perubahan level kebisingan yang diakibatkan oleh perubahan pada durasi kebisingan disebabkan karena perbedaan kecepatan pesawat pada pengujian dan referensi dan juga posisi relatif terhadap mikrofon.
	dB (A)	Untuk pesawat *propeller driven* yang tidak melebihi 8 618 kg, penyesuaian ditambahkan ke LASmax untuk memperhitungkan Mach number ujung heliks propeller.
Δ3	TPNdB	*Source noise adjustment.* Pada metode penyesuaian yang disederhanakan, penyesuaian ditambahkan pada pengukuran EPNL untuk memperhitungan perubahan level kebisingan yang diakibatkan oleh perbedaan pada sumber suara yang menghasilkan mekanisme antara kondisi saat pengujian dan referensi.
	dB (A)	Untuk pesawat *propeller driven* yang tidak melebihi 8 618 kg, penyesuaian ditambahkan ke LASmax untuk memperhitungkan tenaga mesin.
Δ4	dB (A)	*Atmospheric absorption adjustment.* Untuk pesawat *propeller driven* melebihi 8 618 kg, penyesuaian ditambahkan ke LASmax yang dihitung untuk perubahan level kebisingan yang dikarenakan oleh perubahan penyerapan atmosfir yang disebabkan oleh perbedaan ketinggian pesawat pada pengujian dan referensi.

ΔB	TPNdB	*Bandsharing adjustment.* Penyesuaian ditambahkan ke maksimum PNLT untuk memperhitungkan potensi penekanan *tone* dikarenakan Sepertiga Oktafbandsharing pada *tone* tersebut. PNLTM setara dengan PNLT maksimum ditambah ΔB.
ΔBR	TPNdB	*Reference bandsharing adjustment.* Penyesuaian ditambahkan ke maksimum PNLTR pada metode terintegrasi untuk memperhitungkan potensi penekanan *tone* dikarenakan Sepertiga Oktafbandsharing pada *tone* tersebut. PNLTMR setara dengan PNLTR maksimum ditambah ΔBR.
Δpeak	TPNdB	*Peak adjustment.* Penyesuaian ditambahkan pada EPNL yang telah diukur untuk kondisi saat puncak sekunder PNLT, yang terindentifikasi pada perhitungan EPNL dari data terukur dan disesuaikan terhadap kondisi acuan, lebih besar daripada PNLT untuk spectrum PNLTM yang disesuaikan.

Perhitungan PNL dan Koreksi *Tone*

Simbol	*Unit*	*Arti*
C	dB	*Tone correction factor.* Faktor yang ditambahkan pada PNL di spektrum tertentu untuk memperhitungkan adanya ketidakberaturan spektral seperti *tone.*
f	hz	*Frequency.* frekuensi rata-rata geometris nominal dari sebuah *Sepertiga Oktafband.*
F	dB	*Delta-dB.* Perbedaan antara Sound Pressure Level asli dan Sound Pressure Level broadband akhir dari sebuah *Sepertiga Oktafband* yang diberikan.
log n (a)	-	*Noy discontinuity coordinate.* Nilai log n perpotongan titik dari garis lurus yang merepresentasikan variasi SPL dengan log n.
M	-	*Noy inverse slope.* Pengulangan *slope* dari garis lurus yang merepresentasikan variasi SPL dengan log n.

s	dB	*Slope of sound pressure level.* Perubahan level antar level tekanan suara *Sepertiga Oktafband* berdekatan pada spektrum yang diberikan.
Δs	dB	*Change in slope of sound pressure level.*
s'	dB	*Adjusted slope of sound pressure level.* Perubahan level antar level tekanan suara *Sepertiga Oktafband* berdekatan yang disesuaikan pada spektrum yang diberikan.
s□	dB	*Average slope of sound pressure level.*
SPL(a)	dB	*Noy discontinuity level.* Nilai SPL pada koordinat diskontinuitas dari garis lurus yang merepresentasikan variasi SPL dengan log n.
SPL(b)	dB	*Noy intercept levels.* Perpotongan pada sumbu-SPL pada garis lurus yang merepresentasikan variasi SPL dengan log n.
SPL(c)		
SPL(d)	dB	*Noy discontinuity level.* Nilai SPL pada koordinat diskontinuitas dimana log n setara dengan -1.
SPL(e)	dB	*Noy discontinuity level.* Nilai SPL pada koordinat diskontinuitas dimana log n setara dengan 0,3.
SPL'	dB	*Adjusted sound pressure level.* Approach pertama terhadap level tekanan suara broadband pada sebuah *Sepertiga Oktafband* dari spektrum yang diberikan.
SPL"	dB	*Final broadband sound pressure level.* approach kedua dan approach akhir terhadap level tekanan suara broadband pada sebuah *Sepertiga Oktafband* dari spektrum yang diberikan.

Geometri Jalur Penerbangan

Simbol	*Unit*	*Arti*
H	m	*Height.* Ketinggian pesawat saat berada diatas pertengahan mikrofon.

HR	m	*Reference height.* Acuan ketinggian pesawat saat berada diatas pertengahan mikrofon.
X	m	*Aircraft position along the ground track.* Posisi koordinat pesawat sepanjang sumbu x pada titik tertentu di suatu waktu.
Y	m	*Lateral aircraft position relative to the reference ground track.* Posisi koordinat pesawat sepanjang sumbu y pada titik tertentu di suatu waktu.
Z	m	*Vertical aircraft position relative to the reference ground track.* Posisi koordinat pesawat sepanjang sumbu z pada titik tertentu di suatu waktu.
θ	derajat	*Sound emission angle.* Sudut antara jalur penerbangan dan jalur perambatan suara langsung ke mikrofon. sudut identik untuk jalur penerbangan referensi dan hasil pengukuran.
ψ	derajat	*Elevation angle.* Sudut antara jalur perambatan suara dan bidang horizontal melewati mikrofon, dimana jalur propagasi suara didefinisikan sebagai garis antara titik emisi suara pada jalur penerbangan terukur dan diafragma mikrofon.
ψR	derajat	*Reference elevation angle.* Sudut antara jalur perambatan suara acuan dan bidang horizontal yang melewati lokasi mikrofon acuan, di mana jalur propagasi suara didefinisikan acuan sebagai garis antara titik emisi suara pada jalur penerbangan acuan dan diafragma mikrofon acuan.

Lain-lain

Simbol	*Unit*	*Arti*
antilog	-	Anti-logaritma dengan basis 10.
D	m	*Diameter.* Diameter propeller atau rotor.
D15	m	*Take-off distance.* Jarak take-off yang dibutuhkan untuk sebuah pesawat mencapai 15 m di atas

		permukaan tanah.
e	-	*Euler's number.* Konstanta matematika yang menjadi angka basis logaritma natural, kurang lebih 2,71828.
log	-	Logarithm dengan basis 10.
N	rpm	*Propeller speed.*
N1	rpm	*Compressor speed. The turbine engine low pressure compressor first stage fan speed.*
RH	%	*Relative humidity.* Kelembaban relatif atmosfer ambien.
T	°C	*Temperature.* Temperatur atmosfer ambien.
u	m /s	*Wind speed along-track component.* Komponen dari vektor kecepatan angin di sepanjang jalur tanah acuan.
V	m /s	*Wind speed cross-track component.* Komponen dari vektor kecepatan angin tegak lurus secara horizontal terhadap jalur tanah acuan.
α	dB / 100 m	*Test atmospheric absorption coefficient.* rate redaman suara karena penyerapan atmosfer yang terjadi di sebuah band oktaf yang ditentukan untuk suhu terukur dan kelembaban relatif
αR	dB / 100 m	*Reference koefisien penyerapan atmosfer.* Kecepatan redaman suara dikarenakan penyerapan atmosfer yang terjadi pada sebuah *Sepertiga Oktafband* tertentu untuk acuan temperatur ambien dan kelembaban relatif.
μ	-	*Engine noise performance parameter.* Untuk pesawat jet, biasanya kecepatan *fan* bertekanan rendah yang dinormalisasi, gaya dorong mesin yang dinormalisasi, atau rasio tekanan mesin digunakan dalam perhitungan penyesuaian sumber kebisingan.

SUB BAGIAN A – UMUM

36.0 Referensi Peraturan

Peraturan Keselamatan Penerbangan Sipil (PKPS) Bagian 36 ini mengatur peraturan pelaksanaan sertifikasi standar kebisingan pesawat udara sebagaimana dipersyaratkan Pasal 37 Undang-Undang Nomor 1 Tahun 2009 tentang Penerbangan sebagaimana diubah dengan Pasal 58 butir 16 Undang-Undang Nomor 11 Tahun 2020 tentang Cipta Kerja dan Pasal 20 Peraturan Pemerintah Nomor 32 Tahun 2021 tentang Penyelenggaraan Bidang Penerbangan.

36.1 Definisi dan Penerapan

(a) Direktur Jenderal adalah Direktur Jenderal Perhubungan Udara

(b) Direktorat Jenderal adalah Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

(c) Untuk tujuan menunjukkan pemenuhan terhadap bagian ini untuk kategori transportasi pesawat terbang besar dan pesawat jet kategori apapun, istilah berikut memiliki arti sebagai berikut:

(1) "*Stage 1 noise level*" berarti level kebisingan pada kondisi *flyover, lateral* atau *approach* lebih besar dari batas *Stage 2 noise* yang ditentukan pada bagian B36.5 (b) dalam Lampiran B.

(2) "*Stage 1 airplane*" berarti pesawat terbang yang belum terbukti memenuhi level kebisingan pada kondisi *flyover, lateral* atau *approach* yang diperlukan untuk pesawat terbang *Stage* 2 atau *Stage* 3.

(3) "*Stage 2 noise level*" berarti level kebisingan setara atau dibawah batas *Stage 2 noise* yang ditentukan dalam bagian B36.5 (b) Lampiran B, tetapi lebih tinggi dari batas *Stage 3 noise* yang ditentukan dalam bagian B36.5 (c) dari Lampiran B.

(4) "*Stage 2 airplane*" berarti pesawat terbang yang telah terbukti memenuhi *Stage 2 noise level* yang ditentukan dalam bagian B36.5 Lampiran B (termasuk penggunaan ketentuan *tradeoff* yang berlaku dan ditetapkan dalam bagian B36.6) dan yang tidak memenuhi persyaratan *Stage 3 airplane.*

(5) "*Stage 3 noise level*" berarti level kebisingan setara atau di bawah batas *Stage 3 noise* yang ditentukan dalam bagian B36.5 (c) Lampiran B.

(6) "*Stage 3 airplane*" berarti pesawat terbang yang telah terbukti memenuhi *Stage 3 noise level* ditentukan dalam bagian B36.5 (c) lampiran B (termasuk penggunaan ketentuan *tradeoff* yang berlaku ditentukan dalam bagian B36.6).

(7) "Pesawat subsonik" berarti pesawat terbang dengan kecepatan operasi maksimum, Mmo, tidak melebihi *Mach number* 1.

(8) "Pesawat supersonik" berarti pesawat terbang dengan kecepatan operasi maksimum, Mmo, melebihi *Mach number* 1.

(9) "*Stage 4 noise level*" berarti level kebisingan setara atau di bawah batas *Stage 4 noise* yang ditentukan dalam bagian B36.5 (d) lampiran B dari bagian ini.

(10) "*Stage 3 airplane*" berarti pesawat terbang yang telah terbukti tidak melebihi batas *Stage 4 noise* yang ditentukan dalam bagian B36.5 (d) lampiran B dari bagian ini.

(11) *A "Chapter 4 noise level"* berarti *a noise level at or below the maximum noise level prescribed in Chapter 4, Paragraph 4.4, Maximum Noise Levels, of the International Civil Aviation Organization (ICAO) in Annex 16, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018".*

(d) Untuk tujuan menunjukkan pemenuhan terhadap PKPS bagian 36, untuk helikopter pada kategori *primary, normal, transport,* dan *restricted* istilah berikut memiliki makna tertentu:

(1) "*Stage 1 noise level*" berarti level kebisingan pada kondisi *take off , flyover*, atau *approach* lebih besar dari batas *Stage 2 noise* yang ditentukan dalam Bagian H36.305 Lampiran H, atau level kebisingan pada kondisi *flyover* lebih besar dari batas *Stage 2 noise* yang ditentukan di bagian J36.305 Lampiran J.

(2) "*Stage 1* helicopter" berarti helikopter yang pada bagian ini belum terbukti mematuhi level kebisingan pada kondisi *flyover, lateral* atau *approach* yang diperlukan untuk

helikopter *Stage* 2 seperti yang ditentukan dalam bagian H36.305 lampiran H, atau helikopter yang pada bagian ini belum terbukti memenuhi level kebisingan pada kondisi *flyover* yang diperlukan untuk helikopter Stage 2 seperti yang ditentukan dalam bagian J36.305 Lampiran J.

(3) "*Stage 2 noise level*" berarti level kebisingan pada kondisi *take off , flyover,* atau *approach* setara atau dibawah batas *Stage 2 noise* yang ditentukan dalam Bagian H36.305 Lampiran H, atau level kebisingan pada kondisi *flyover* setara atau dibawah batas *Stage 2* ditentukan dalam bagian J36.305 lampiran J.

(4) "*Stage 2* helicopter" berarti helikopter yang pada bagian ini telah terbukti memenuhi batas *Stage 2 noise* (termasuk penggunaan ketentuan *tradeoff* yang berlaku) yang ditentukan dalam Bagian H36.305 Lampiran H, atau helikopter yang pada bagian ini telah terbukti memenuhi batas *Stage 2 noise* yang ditentukan dalam bagian J36.305 lampiran J.

(5) "*Stage 3 noise level*" berarti level kebisingan pada kondisi *take off , flyover,* atau *approach* setara atau dibawah batas *Stage 3 noise* yang ditentukan dalam bagian H36.305 lampiran H, atau level kebisingan pada kondisi *flyover* setara atau dibawah batas *Stage 3* ditentukan dalam bagian J36.305 lampiran J.

(6) "Stage 3 helicopter" berarti helikopter yang pada bagian ini telah terbukti memenuhi batas Stage 3 noise (termasuk penggunaan ketentuan tradeoff yang berlaku) yang ditentukan dalam bagian H36.305 lampiran H, atau helikopter yang pada bagian ini telah terbukti memenuhi batas Stage 3 noise yang ditentukan dalam bagian J36.305 lampiran J.

(7) Maksimum RPM normal operasi berarti kecepatan rotor tertinggi sesuai dengan batas kelaikudaraan yang ditentukan oleh pabrikan dan disetujui oleh Direktorat Jenderal. Ketika toleransi untuk kecepatan rotor tertinggi ditentukan, kecepatan rotor maksimum pada normal operasi adalah kecepatan rotor tertinggi dimana toleransi

itu diberikan. Jika kecepatan rotor secara otomatis disesuaikan dengan kondisi penerbangan, kecepatan rotor maksimum pada normal operasi yang disesuaikan dengan kondisi penerbangan tersebut harus digunakan selama prosedur sertifikasi kebisingan. Jika kecepatan rotor dapat diubah oleh tindakan pilot, yang kecepatan rotor tertinggi pada operasi normal yang ditentukan dalam bagian pembatasan manual penerbangan untuk kondisi power-on harus digunakan selama prosedur sertifikasi kebisingan.

(e) Untuk pemenuhan terhadap PKPS bagian 36 pada *Tiltrotors*, istilah berikut memiliki makna tertentu:

(1) *Airplane mode* berarti konfigurasi dengan *nacelles* pada *down stops* (sumbu sejajar secara horizontal) dan kecepatan rotor diatur untuk *cruise revolutions per minute* (RPM).

(2) *Airplane mode RPM* berarti kisaran rendah kecepatan rotasi rotor dalam RPM yang ditetapkan untuk mode pesawat kondisi penerbangan *cruise*.

(3) *Fixed operation points* berarti posisi sudut *nacelle* yang didesain dipilih sebagai acuan kelaikudaraan. Ini adalah posisi default yang digunakan untuk merujuk pada posisi nacelle pesawat pada operasi normal. Sudut nacelle dikendalikan oleh *self-centering switch*. Ketika sudut nacelle 0 derajat (mode pesawat) dan pilot menggerakkan *nacelle* ke atas, *nacelles* diprogram untuk secara otomatis bergerak ke posisi default pertama (misalnya, 60 derajat) untuk kemudian berhenti. Gerakan *switch* kedua keatas akan *nacelle* bergerak ke posisi default kedua (misalnya, 75 derajat). Selain posisi default, sudut *nacelle* dapat diatur untuk semua sudut sampai kira-kira 95 derajat dengan memindahkan *switch* ke arah atas atau bawah. Jumlah dan posisi titik operasi tetap dapat bervariasi pada konfigurasi *Tiltrotors* yang berbeda.

(4) *Nacelle angle* didefinisikan sebagai sudut antara garis tengah poros rotor dan sumbu longitudinal *fuselage* pesawat.

(5) *Tiltrotors* berarti kelas pesawat yang mampu melakukan *take-off* dan *landing* secara vertikal, dalam kategori *powered-lift*, dengan rotor dipasang pada atau dekat ujung sayap dengan *pitch* yang bervariasi dari konfigurasi yang mendekati vertikal hingga mendekati horisontal relative terhadap sayap dan *fuselage*.

(6) *Vertical takeoff and landing (VTOL) mode* berarti kondisi pesawat atau konfigurasi pesawat memiliki rotor yang diarahkan sesuai dengan sumbu rotasi secara vertikal (yaitu, sudut *nacelle* sekitar 90 derajat) untuk operasi takeoff dan mendarat vertikal.

(7) *VCON* didefinisikan sebagai kecepatan maksimum resmi untuk setiap *nacelle angle* pada *VTOL/Conversion mode*.

(8) *VTOL/Conversion mode* adalah semua posisi nacelle yang disetujui dimana desain kecepatan rotor operasi digunakan untuk operasi *hover*.

(9) *VTOL mode RPM* berarti kisaran tertinggi RPM yang terjadi untuk kondisi *takeoff, approach, hover,* dan *conversion*.

(f) Bagian ini mengatur standar kebisingan untuk pengajuan sertifikat berikut:

(1) *Type certificate*, dan perubahannya, dan *standard airworthiness certificate*, untuk pesawat subsonik kategori transport, dan untuk pesawat jet subsonik kategori apapun.

(2) *Type certificate* dan perubahannya, *standard airworthiness certificate*, dan *standard airworthiness certificate* kategori terbatas, untuk *propeller driven* dan kategori komuter dengan *propeller driven*, kecuali pesawat yang dirancang untuk "operasi pesawat pertanian" atau untuk penyebaran bahan pemadam kebakaran yang tidak berlaku dalam butir 36.1583 pada bagian.

(3) *Type certificate*, dan perubahannya, dan *standard airworthiness certificate*, untuk pesawat terbang Concorde

(4) *Type certificate*, dan perubahanya, untuk helikopter kecuali helikopter yang didesain khusus untuk "operasi pesawat pertanian", untuk penyebaran bahan pemadam kebakaran, atau untuk membawa beban eksternal.

(5) *Type certificate*, dan perubahannya, dan *standard airworthiness certificate*, untuk Tiltrotors.

(g) Setiap orang yang mengajukan permohonan sesuai PKPS Bagian 21 untuk tipe sertifikat kelaikudaraan yang ditentukan dalam PKPS Bagian 36 harus memenuhi persyaratan yang berlaku, sebagai tambahan persyaratan kelaikudaraan yang berlaku.

(h) Setiap orang yang mengajukan permohonan sesuai PKPS Bagian 21 untuk persetujuan perubahan akustik yang dijelaskan dalam butir 21.93 (b) harus menunjukkan bahwa pesawat udara tersebut memenuhi ketentuan yang berlaku pada butir 36.7, 36.9 atau 36.11 dan juga persyaratan kelaikudaraan yang berlaku.

(i) Setiap orang yang mengajukan permohonan penerbitan sertifikat kelaikudaraan standard untuk pertama kali pada pesawat kategori transport atau pesawat jet sesuai butir 21.183 terlepas dari tanggal aplikasinya, harus memenuhi ketentuan sebagai berikut (termasuk Lampiran B):

Ketentuan pada bagian ini berlaku setelah diberlakukannya Peraturan Menteri ini untuk pesawat subsonik dengan berat maksimum lebih dari 75.000 pounds;

(j) Setiap orang yang mengajukan permohonan penerbitan sertifikat kelaikudaraan standard untuk pertama kali sesuai butir 21.183 atau penerbitan sertifikat kelaikudaraan untuk pertama kali kategori *restricted* sesuai butir 21.185 bagi pesawat *propeller driven*, pesawat kecil kategori komuter dengan *propeller driven* yang belum memiliki jam terbang sebelum 1 Januari 1980, harus memenuhi ketentuan yang berlaku pada PKPS Bagian 36.

(k) Untuk tujuan pemenuhan PKPS Bagian 36 semua pesawat kategori transport atau pesawat jet, setiap pesawat terbang tidak boleh didentifkasi memenuhi lebih dari satu *stage* konfigurasi secara bersamaan.

36.2 Persyaratan Sesuai Tanggal Pengajuan

(a) butir 21.17 dari PKPS bagian 21 setiap orang yang mengajukan permohonan *type certificate* untuk pesawat terbang yang diatur oleh PKPS Bagian 36, harus menunjukkan bahwa pesawat

tersebut memenuhi persyaratan yang berlaku pada PKPS Bagian 36 efektif pada tanggal pengajuan untuk *type certificate* tersebut. Apabila interval waktu antara tanggal pengajuan untuk *type certificate* dan penerbitan *type certificate* melebihi 5 tahun, pemohon harus menunjukkan bahwa pesawat tersebut memenuhi persyaratan yang berlaku dari PKPS Bagian 36 efektif pada tanggal, yang akan dipilih oleh pemohon, tidak kurang dari 5 tahun sebelum penerbitan *type certificate*.

(b) butir 21.101 (a) dari PKPS bagian 21, setiap orang yang mengajukan permohonan perubahan akustik untuk tipe desain yang ditentukan dalam butir 21.93 (b) harus menunjukkan pemenuhan terhadap persyaratan yang berlaku dari PKPS Bagian 36 efektif pada tanggal pengajuan untuk perubahan tipe desain. Ketika interval waktu antara tanggal aplikasi untuk perubahan tipe desain dan penerbitan perubahan atau penambahan *type certificate* melebihi 5 tahun, pemohon harus menunjukkan bahwa pesawat tersebut memenuhi persyaratan yang berlaku dari PKPS Bagian 36 efektif pada tanggal, untuk dipilih oleh pemohon, tidak kurang dari 5 tahun sebelum penerbitan perubahan atau penambahan *type certificate*.

(c) Jika pemohon memilih untuk mematuhi standar di PKPS Bagian 36 efektif setelah pengajuan aplikasi untuk *type certificate* atau perubahan terhadap tipe desain, pemilihan:

(1) harus disetujui oleh Direktur Jenderal Perhubungan Udara;

(2) harus memuat standar yang berlaku sejak tanggal pengajuan dan tanggal pemilihan; dan

(3) memuat standar lain yang berlaku setelah standar dipilih oleh pemohon sebagaimana ditentukan oleh Direktur Jenderal Perhubungan Udara.

36.3 Pemenuhan Persyaratan Kelaikudaraan

Perlu ditunjukkan bahwa pesawat tersebut memenuhi peraturan kelaikudaraan yang merujuk pada basis tipe sertifikasi pesawat untuk semua kondisi dimana pemenuhan dengan PKPS Bagian 36 ditampilkan, dan semua prosedur yang digunakan dalam memenuhi PKPS Bagian 36, dan semua prosedur dan informasi untuk awak penerbangan yang dikembangkan berdasarkan PKPS Bagian 36,

konsisten dengan peraturan kelaikudaraan merujuk pada basis tipe sertifikasi pesawat.

36.5 Batasan Bagian

Level kebisingan pada PKPS Bagian 36 telah ditentukan untuk serendah mungkin dalam hal wajar secara ekonomis, dapat dipraktekan secara teknologi, dan sesuai dengan tipe pesawat yang digunakan. Tidak ada penentuan, berdasarkan PKPS Bagian 36, bahwa level kebisingan ini harus diterima atau tidak diterima untuk operasi di, ke, atau dari, Bandara apapun.

36.6 Referensi Standard dan prosedur

(a) *Umum.* bagian ini menetapkan standar dan prosedur tertentu yang tidak tercantum dalam teks lengkap pada aturan. Standar dan prosedur yang terdapat dalam materi publikasi yang tersedia untuk *class* personal yang terkena dampak.

(b) *Pernyataan identifikasi.* judul atau deskripsi lengkap yang mengidentifikasi setiap materi publikasi tergabung oleh referensi pada bagian ini adalah sebagai berikut:

(1) *International Electrotechnical Commission (IEC) Publications.*

(i) *IEC Publication* No. 179, berjudul "*Precision Sound Level Meter,*" tahun 1973.

(ii) *IEC Publication* Nomor 225, berjudul "*Octave, Half-Octave, Third Octave Band Filters Intended for the Analysis of Sounds and Vibrations,*" tahun 1966.

(iii) *IEC Publication* No. 651, berjudul "*Sound Level Meter,*" edisi pertama, tahun 1979.

(iv) *IEC Publication* No. 561, berjudul "*Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification,*" edisi pertama, tahun 1976.

(v) *IEC Publication* No. 804, berjudul "*Integrating-averaging Sound Level Meters,*" edisi pertama, tahun 1985.

(vi) *IEC Publication* 61.094-3, berjudul "*Measurement Microphones—Bagian 3: Primary Method for Free-Field Calibration of Laboratory Standard Microphones by the Reciprocity Technique*", edisi 1.0, tahun 1995.

(vii) *IEC Publication* 61.094-4, berjudul "*Measurement Microphones—Bagian 4: Specifications for Working Standard Microphones*", edisi 1.0, tahun 1995.

(viii) *IEC Publication* 61.260, berjudul "*Electroacoustics-Octave-Band and Fractional-Octave-Band filters*", edisi 1.0, tahun 1995.

(ix) *IEC Publication* 61265, berjudul "*Instruments for Measurement of Aircraft Noise-Performance Requirements for Systems to Measure One-Third-Octave-Band Sound pressure Levels in Noise Certification of Transport- Category Aeroplanes,*" edisi 1.0, tahun 1995.

(x) *IEC Publication* 60.942, berjudul "*Electroacoustics—Sound Calibrators,*" edisi 2.0, tahun 1997.

(2) *Society of Automotive Engineers (SAE) Publications.* (i) SAE ARP 866A, berjudul "*Standard Values at Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity for Use in Evaluating Aircraft Flyover Noise,*" tahun 15 Maret 1975.

(3) *International Standards and Recommended Practices entitled "Environmental Protection, Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Volume I, 8th Edition, Amendment 12*, efektif 1 Januari 2018.

36.7 Perubahan Akustik: Pesawat kategori transport dan Pesawat Jet

(a) Penerapan. Sub bagian ini berlaku untuk semua pesawat kategori transport dan pesawat jet yang memiliki persetujuan perubahan akustik sesuai butir 21.93 (b) dari PKPS bagian 21.

(b) Persyaratan Umum. Untuk setiap pesawat yang termasuk pada bagian ini, persyaratan persetujuan perubahan akustik adalah sebagai berikut:

(1) Dalam menunjukkan pemenuhan level kebisingan harus diukur dan dievaluasi sesuai dengan prosedur dan ketentuan yang berlaku yang ditentukan dalam Lampiran A dari PKPS Bagian 36.

(2) Pemenuhan terhadap batas kebisingan yang ditentukan dalam bagian B36.5 Lampiran B harus ditampilkan sesuai

dengan ketentuan yang berlaku pada bagian B36.7 dan B36.8 Lampiran B dari PKPS Bagian 36.

(c) *Stage 1 airplanes*. Untuk setiap *Stage 1 airplanes* sebelum perubahan tipe desain, sebagai tambahan untuk ketentuan paragraf (b) bagian ini, berlaku hal berikut:

(1) Jika sebuah pesawat adalah *Stage 1 airplanes* sebelum perubahan tipe desain, kemungkinan tidak berlaku, setelah perubahan tipe desain, melebihi level kebisingan yang dibuat sebelum perubahan dalam tipe desain. Ketentuan *trade off* pada bagian B36.6 Lampiran B dari bagian ini tidak dapat digunakan untuk meningkatkan *Stage 1 noise levels*, kecuali pesawat memenuhi syarat sebagai *Stage 2 airplane*.

(2) Selain itu, untuk pesawat terbang -

(i) Tidak ada penurunan tenaga atau gaya dorong dibawah tenaga atau gaya dorong tertinggi yang disetujui kelaikudaraan, selama pengujian dilakukan sebelum dan setelah perubahan tipe desain; dan

(ii) Selama pengujian kebisingan pada kondisi *flyover* dan *lateral* yang dilakukan sebelum perubahan tipe desain, konfigurasi kelaikudaraan paling aman yang disetujui untuk bobot *take off* tertinggi yang disetujui harus digunakan.

(d) *Stage 2 airplanes*. Jika sebuah pesawat adalah *Stage 2 airplanes* sebelum perubahan dalam tipe desain, berikut ini berlaku sebagai tambahan dari ketentuan paragraf (b) pada bagian ini:

(1) Pesawat yang memiliki mesin jet dengan *bypass ratio* tinggi. Untuk pesawat terbang yang memiliki mesin jet dengan rasio bypass 2 atau lebih sebelum perubahan dalam tipe desain.

(i) pesawat setelah perubahan tipe desain, tidak dapat melebihi baik (A) setiap batas *Stage 3 noise* lebih dari 3 EPNdB, atau (B) setiap batas *Stage 2 noise*, mana saja yang lebih rendah;

(ii) Ketentuan *trade off* bagian B36.6 Lampiran B dari bagian ini dapat digunakan dalam menentukan pemenuhan berdasarkan paragraf ini sesuai dengan

batas *Stage 2 noise* atau *Stage 3 noise* ditambah 3 EPNdB, sebagaimana berlaku; dan

(iii) Selama uji kebisingan pada kondisi *flyover dan lateral* dilakukan sebelum perubahan tipe desain, konfigurasi kelaikudaraan paling aman yang disetujui untuk bobot *takeoff* tertinggi yang disetujui harus digunakan.

(2) Pesawat yang tidak memiliki mesin jet dengan *bypass ratio* tinggi. Untuk pesawat terbang yang tidak memiliki mesin jet dengan rasio *bypass* 2 atau lebih sebelum perubahan dalam tipe desain -

(i) Pesawat tidak termasuk Stage 1 airplane setelah perubahan tipe desain; dan

(ii) Selama uji kebisingan pada kondisi flyover dan lateral dilakukan sebelum perubahan tipe desain, konfigurasi kelaikudaraan paling aman yang disetujui untuk bobot takeoff tertinggi yang disetujui harus digunakan.

(e) *Stage 3 airplanes*. Jika sebuah pesawat adalah *Stage 3 airplanes* sebelum perubahan dalam tipe desain, berikut ini berlaku, sebagai tambahan dari ketentuan paragraf (b) pada bagian ini:

(1) Jika pemenuhan dengan *Stage 3 noise levels* tidak diperlukan sebelum perubahan tipe desain, pesawat harus:

(i) Menjadi Stage 2 airplane setelah perubahan tipe desain dan pemenuhan harus ditunjukkan dibawah ketentuan dari paragraf (d) (1) atau (d) (2) pada bagian ini, yang sesuai; atau

(ii) Tetap menjadi Stage 3 airplane setelah perubahan tipe desain dan pemenuhan harus ditunjukkan dibawah ketentuan dari paragraf (e) (2) pada bagian ini.

(2) Jika pemenuhan dengan *Stage 3 noise level* diperlukan sebelum perubahan dalam tipe desain, pesawat harus menjadi *Stage 3 airplane* setelah perubahan tipe desain.

(3) Pesawat harus tetap Stage 3 airplane setelah perubahan tipe desain.

(4) Jika sebuah pesawat adalah Stage 3 airplane sebelum perubahan dalam tipe desain, dan menjadi Stage 4 airplane setelah perubahan tipe desain, pesawat harus tetap

menjadi Stage 4 airplane.

(f) *Stage 4 airplane.* Jika sebuah pesawat adalah *Stage 4 airplane* sebelum perubahan dalam tipe desain, pesawat harus tetap menjadi *Stage 4 airplane* setelah perubahan tipe desain.

36.9 Perubahan Akustik: Pesawat *propeller driven* dan pesawat komuter dengan *propeller driven*

Untuk pesawat *propeller driven* pada kategori *primary, normal, utility, acrobatic, transport,* dan *restricted* dan pesawat komuter dengan *propeller driven* dimana persetujuan perubahan akustik berlaku di bawah butir 21.93 (b) dari PKPS bagian 21, sebagaimana berikut:

(a) Jika pesawat disertifikasi tipe berdasarkan PKPS bagian 36 sebelum perubahan tipe desain, maka batas kebisingan selanjutnya tidak boleh melebihi yang ditentukan pada butir 36.501.

(b) Jika pesawat tidak disertifikasi tipe berdasarkan PKPS bagian 36 sebelum perubahan tipe desain, maka tidak boleh melebihi nilai tertinggi dari dua nilai berikut:

(1) batas kebisingan yang ditentukan dalam butir 36.501 dari bagian ini, atau

(2) level kebisingan sebelum perubahan tipe desain, diukur dan dikoreksi seperti yang ditentukan dalam butir 36.501 dari bagian ini.

36.11 Perubahan Akustik: Helikopter

Bagian ini berlaku untuk semua helikopter pada kategori *primary, normal, transport,* dan *restricted* dimana persetujuan perubahan akustik berlaku sesuai butir 21.93 (b) dari PKPS bagian 21 pada atau setelah tanggal 6 Maret 1986. Pemenuhan dengan persyaratan dari PKPS bagian 36 harus ditunjukkan sesuai Lampiran H dari bagian ini, atau, untuk helikopter yang memiliki berat maksimum *take off* yang tersertifikasi tidak lebih dari 7.000 pounds, pemenuhan dengan PKPS bagian 36 dapat ditunjukkan sesuai lampiran J.

(a) Persyaratan Umum. Untuk helikopter yang termasuk dalam bagian ini, persyaratan persetujuan untuk perubahan akustik adalah sebagai berikut:

(1) Dalam menunjukkan pemenuhan, dengan persyaratan lampiran H dari PKPS bagian 36, level kebisingan harus diukur, dievaluasi, dan dihitung sesuai dengan prosedur dan ketentuan berlaku yang ditentukan dalam Bagian B dan C dari Lampiran H. Untuk helikopter yang memiliki berat *take off* maksimum tersertifikasi tidak melebihi 7.000 pounds atau menunjukkan pemenuhan sesuai lampiran J, yang level kebisingan pada konsisi *flyover* ditentukan pada lampiran J harus diukur, dievaluasi, dan dihitung sesuai dengan prosedur yang berlaku dan kondisi yang ditentukan dalam bagian B dan C dari lampiran J.

(2) Pemenuhan dengan level kebisingan yang ditentukan dalam bagian H36.305 Lampiran H harus ditunjukkan sesuai dengan ketentuan yang berlaku pada Bagian D Lampiran H. Bagi helikopter yang menunjukkan pemenuhan terhadap persyaratan lampiran J, pemenuhan dengan level kebisingan yang ditentukan pada bagian J36.305 lampiran J harus ditunjukkan sesuai dengan ketentuan yang berlaku dari bagian D lampiran J.

(b) *Stage 1 helicopters.* Kecuali sebagaimana diatur dalam butir 36.805 (c), untuk setiap *Stage 1 helicopter* sebelum perubahan tipe desain, level kebisingan helikopter tidak boleh melebihi level kebisingan setelah perubahan tipe desain, yang ditentukan dalam bagian H36.305 (a) (1) Lampiran H di mana petunjuk pemenuhan berada pada lampiran H. Ketentuan penggantian berdasarkan Bagian H36.305 (b) Lampiran H tidak dapat digunakan untuk meningkatkan *Stage 1 noise level* hingga melebihi batas ini. Jika pemohon memilih untuk menunjukkan pemenuhan dibawah lampiran J dari bagian ini, untuk setiap *Stage 1 helicopter* sebelum perubahan dalam tipe desain, level kebisingan helikopter tidak boleh, setelah perubahan tipe desain, melebihi *Stage 2 noise level* yang ditentukan pada bagian J36.305 (a) dari lampiran J dari bagian ini.

(c) *Stage 2 helicopters.* Untuk setiap *Stage 2 helicopter* sebelum perubahan tipe desain, helikopter harus merupakan *Stage 2 helicopter* setelah perubahan tipe desain, setelah perubahan dalam jenis desain helikopter harus:

(1) Tetap merupakan *Stage 2 helicopter*; atau

(2) Sesuai dengan persyaratan *Stage 3* dan tetap merupakan *Stage 3 helicopter* setelahnya.

(d) *Stage 3 helicopters*. Untuk helikopter yang merupakan *Stage 3 helicopter* sebelum perubahan tipe desain, helikopter harus tetap merupakan *Stage 3 helicopter* setelah perubahan tipe desain.

36.13 Perubahan Akustik: pesawat *Tiltrotors*

Persyaratan berikut berlaku untuk *Tiltrotors* dalam semua kategori dimana persetujuan perubahan akustik diterapkan sesuai butir 21.93 (b) bab ini pada atau setelah 11 Maret 2013:

(a) Dalam menunjukkan pemenuhan terhadap Lampiran K, level kebisingan harus diukur, dievaluasi, dan dihitung sesuai dengan prosedur dan ketentuan yang berlaku yang ditentukan dalam Lampiran K.

(b) Kesesuaian dengan level kebisingan yang ditentukan dalam bagian K4 (Batas Kebisingan) Lampiran K dari bagian ini harus ditunjukkan sesuai dengan ketentuan yang berlaku pada bagian K2 (Ukuran Evaluasi Kebisingan), K3 (Titik Referensi Pengukuran Kebisingan), K6 (Prosedur Referensi Sertifikasi Kebisingan), dan K7 (Prosedur Pengujian) Lampiran K.

(c) Setelah perubahan tipe desain, level kebisingan *Tiltrotors* tidak boleh melebihi batas yang ditetapkan dalam butir 36.110

SUB BAGIAN B – PESAWAT KATEGORI TRANSPORT DAN PESAWAT JET

36.101 Pengukuran Kebisingan dan Evaluasi

Untuk pesawat kategori transport dan pesawat jet, kebisingan yang dihasilkan oleh pesawat harus diukur dan dievaluasi sesuai dengan Lampiran A atau sesuai prosedur yang disetujui.

36.103 Batas Kebisingan

(a) Pesawat kategori transport subsonik dan pesawat jet subsonik sesuai dengan PKPS bagian 36 harus memenuhi tingkat kebisingan yang diukur dan dievaluasi sesuai lampiran A, dan didemostrasikan pada titik pengukuran dan sesuai dengan prosedur pengujian pada bagian B36. 8 (atau prosedur yang disetujui) yang ditetapkan pada lampiran B.

(b) Sertifikasi tipe yang diajukan antara 5 November 1975 sampai 31 Desember 2005, maka harus menunjukkan tingkat kebisingan pesawat tidak lebih besar dari *Stage 3 noise limit* yang ditentukan pada bagian B36.5 (c) lampiran B.

(c) Sertifikasi tipe yang diajukan pada atau setelah 1 Januari 2006, maka harus ditunjukkan bahwa level kebisingan pesawat tidak lebih besar dari *Stage 4 noise limit* yang ditentukan pada bagian B36.5 (c) lampiran B. Sebelum 1 Januari 2006, pemohon dapat mencari *voluntary certification* ke *Stage 4*. Jika sertifikasi *Stage 4* dipilih, persyaratan butir 36.7 (f) akan berlaku.

36.105 Kesetaraan *Flight Manual Statement* dengan *Chapter 4* ICAO Annex 16 Volume I

Setiap pesawat yang memenuhi persyaratan sertifikasi *Stage 4*, *Airplane Flight Manual* atau *operations manual* harus menyertakan pernyataan berikut: *"The following noise levels comply with part 36, Appendix B, Stage 4 maximum noise level requirements and were obtained by analysis of approved data from noise tests conducted under the provisions of part 36, Amendment 36* (tulis amandemen PKPS bagian 36 yang digunakan untuk sertifikasi). *The noise measurement and evaluation procedures used to obtain these*

noise levels are considered by the DGCA to be equivalent to the Chapter 4 noise level required by the International Civil Aviation Organization (ICAO) in Annex 16, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018".

SUB BAGIAN C - [CADANGAN]

SUB BAGIAN D - BATAS KEBISINGAN UNTUK PESAWAT KATEGORI TRANSPORT SUPERSONIK

36.301 Batas Kebisingan: *Concorde*.

(a) Umum Untuk pesawat *Concorde*, sesuai dengan sub bagian ini harus memenuhi level kebisingan yang diukur dan dievaluasi dalam Sub bagian B, dan didemonstrasikan pada titik pengukuran yang ditentukan dalam Lampiran B.

(b) Batas Kebisingan. Sesuai dengan ketentuan pada bagian ini berlaku pada tanggal 13 Oktober 1977, bahwa level kebisingan pesawat dikurangi ke level terendah yang wajar secara ekonomi, dapat dipraktekkan secara teknologi, dan sesuai untuk tipe desain *Concorde*.

SUB BAGIAN E - [DICADANGKAN]

SUB BAGIAN F - PESAWAT KATEGORI *PROPELLER DRIVEN* DAN KATEGORI KOMUTER *PROPELLER DRIVEN*

36.501 Batas Kebisingan

(a) Pemenuhan dengan sub bagian ini berlaku untuk-

(1) Pesawat *propeller driven* dengan permohonan penerbitan sertifikat tipe baru, amandemen atau *supplemental*, pada pesawat kategori *normal, utility, acrobatic, transport,* atau *restricted* yang dibuat pada atau setelah 10 Oktober 1973; dan pesawat kategori komuter *propeller driven*

(2) Pesawat *propeller driven* dan kategori komuter *propeller driven* yang permohonannya dibuat untuk penerbitan pertama kali *standard airworthiness certificate* atau *restricted category airworthiness certificate.*

(3) Pesawat terbang kategori *primary*:

(i) Pesawat yang permohonan penerbitan *type certificate* untuk kategori *primary* dan yang sebelumnya tidak tersertifikasi sesuai Lampiran F, harus memenuhi persyaratan pada lampiran G, kecuali yang diatur dalam paragraf (a) (3) (ii) bagian ini.

(ii) Untuk pesawat terbang kategori *normal, utility* atau *acrobatik* yang (A) memiliki *type certificate* yang dikeluarkan di bawah bab ini, (B) memiliki *standard airworthiness certificate* yang dikeluarkan di bawah bab ini, (C) belum mengalami perubahan akustik dari tipe desainnya, (D) belum pernah tersertifikasi dibawah Lampiran F atau G dari bagian ini, dan (E) yang mana permohonan untuk konversi ke kategori utama dibuat, kepatuahan terhadap bagian ini tidak lagi diperlukan.

(b) Untuk pesawat yang termasuk dalam sub bagian ini dimana pengujian sertifikasi selesai sebelum 22 Desember 1988, pemenuhan harus ditunjukkan sebagaimana level kebisingan yang terukur dan ditentukan dalam Bagian B dan C Lampiran F, atau dibawah prosedur setara yang disetujui.

Harus ditunjukkan bahwa level kebisingan dari pesawat tidak lebih besar dari batas yang berlaku yang ditetapkan dalam Bagian D lampiran F.

(c) Untuk pesawat yang termasuk dalam sub bagian ini dimana pengujian sertifikasi selesai sebelum keputusan ini berlaku, pemenuhan harus ditunjukkan sebagaimana level kebisingan yang terukur dan ditentukan dalam Bagian B dan C dari Lampiran G, atau dibawah prosedur setara yang disetujui. Harus ditunjukkan bahwa level kebisingan dari pesawat tidak lebih besar dari batas yang berlaku yang ditetapkan dalam Bagian D lampiran G.

SUBBAGIAN G - [DICADANGKAN]

SUB BAGIAN H - HELIKOPTER

36.801 Pengukuran Kebisingan

Untuk helikopter kategori *primary, normal, transport,* dan *restricted* yang disertifikasi berdasarkan Lampiran H, kebisingan yang dihasilkan oleh helikopter harus diukur pada titik pengukuran kebisingan dan dibawah kondisi pengujian yang ditentukan dalam Bagian B Lampiran H atau sesuai prosedur yang disetujui Direktorat Jenderal. Untuk helikopter kategori *normal, transport,* dan *restricted* yang memiliki berat *takeoff* maksimal tersertifikasi tidak lebih dari 7.000 pounds yang sesuai dengan Lampiran J, kebisingan yang dihasilkan oleh helikopter harus diukur pada titik pengukuran kebisingan dan sesuai kondisi pengujian yang ditentukan dalam bagian B Lampiran J, atau sesuai prosedur yang disetujui Direktorat Jenderal.

36.803 Evaluasi dan Perhitungan Kebisingan

Data pengukuran kebisingan yang diperoleh berdasarkan butir 36.801 dan diperoleh berdasarkan Lampiran H harus dikoreksi dengan kondisi acuan yang terdapat di bagian A Lampiran H dan dievaluasi berdasarkan Bagian C Lampiran H, atau sesuai prosedur yang disetujui Direktorat Jenderal. Data pengukuran kebisingan yang diperlukan berdasarkan butir 36.801 dan diperoleh berdasarkan Lampiran J harus dikoreksi dengan kondisi referensi yang terdapat di bagian A Lampiran J, dan dievaluasi di bawah prosedur bagian C Lampiran J, atau sesuai prosedur yang disetujui Direktorat Jenderal.

36.805 Batas Kebisingan

(a) Pemenuhan terhadap level kebisingan berdasarkan Bagian D Lampiran H, atau berdasarkan Bagian D Lampiran J, untuk helikopter harus memenuhi persyaratan pada saat pengajuan permohonan penerbitan *type certificate* kategori *primary, normal, transport,* atau *restricted.*

(b) Untuk helikopter yang termasuk pada bagian ini, harus ditunjukkan:

(1) Untuk helikopter yang menunjukkan pemenuhan terhadap Lampiran H, level kebisingan helikopter tidak lebih besar dari batas yang berlaku yang ditentukan berdasarkan butir H36.305 lampiran H, atau

(2) Untuk helikopter yang menunjukkan pemenuhan terhadap Lampiran J, level kebisingan helikopter tidak lebih besar dari batas yang ditentukan berdasarkan butir J36.305 lampiran J.

(c) [Dicadangkan]

(d) Helikoper untuk kategori *primary*:

(1) Untuk helikopter yang permohonan *type certificate* dalam kategori *primary*, dan yang sebelumnya tidak tersertifikasi dibawah Lampiran H, pemenuhan terhadap Lampiran H dari bagian ini harus ditunjukkan, kecuali sebagaimana dimaksud dalam paragraf (d) (2).

(2) Untuk helikopter yang:

(i) memiliki *type certificate normal* atau *transport*,

(ii) memiliki standard airworthiness certificate,

(iii) tidak ada perubahan akustik dari tipe desainnya,

(iv) sebelumnya tidak tersertifikasi dibawah Lampiran H, dan

(v) permohonan untuk konversi ke kategori primary, tidak perlu menunjukkan pemenuhan terhadap bagian ini.

SUB BAGIAN I - J [DICADANGKAN]

SUB BAGIAN K - TILTROTORS

36.1101 Pengukuran dan evaluasi kebisingan

Untuk *Tiltrotors*, kebisingan yang dihasilkan harus diukur dan dievaluasi dibawah Lampiran K, atau sesuai prosedur yang disetujui.

36.1103 Batas Kebisingan

(a) Pemenuhan terhadap level kebisingan maksimum yang ditentukan pada Lampiran K harus ditunjukkan untuk *Tiltrotors* yang permohonan penerbitan *type certificate* nya dibuat pada atau setelah 11 Maret 2013.

(b) Untuk menunjukkan pemenuhan terhadap bagian ini, level kebisingan tidak boleh melebihi batas kebisingan yang tercantum dalam Lampiran K, Bagian K4, Batas Kebisingan. Lampiran K (atau prosedur yang disetujui) juga harus digunakan untuk mengevaluasi dan menunjukkan pemenuhan terhadap prosedur pengujian yang disetujui, dan pada titik pengukuran kebisingan yang berlaku.

SUB BAGIAN N - [DICADANGKAN]

SUB BAGIAN O - DOKUMENTASI, BATASAN OPERASIONAL DAN INFORMASI

36.1501 Prosedur, Level Kebisingan dan Informasi Lainnya

(a) Semua prosedur, bobot, konfigurasi, dan informasi lainnya atau data yang digunakan untuk memperoleh level kebisingan tersertifikasi ditentukan pada bagian ini, termasuk prosedur yang digunakan untuk penerbangan, pengujian, dan analisis, harus dikembangkan dan disetujui. Level kebisingan yang dicapai selama sertifikasi tipe harus disertakan pada panduan penerbangan pesawat (pesawat rotor) yang disetujui.

(b) Apabila data pengujuan tambahan disetujui untuk modifikasi atau perpanjangan dari basis data penerbangan yang tersedia, seperti data akustik dari pengujian statis mesin yang digunakan untuk sertifikasi perubahan akustik, prosedur pengujian, konfigurasi fisik, dan informasi lainnya yang digunakan untuk memperoleh data tambahan harus dibuat dan disetujui.

36.1581 *Manuals*, *Markings*, dan *Placards*

(a) Jika *Airplane Flight Manual* atau *Rotorcraft Flight Manual* disetujui, bagian yang disetujui dari *Airplane Flight Manual* atau *Rotorcraft Flight Manual* harus berisi informasi berikut, sebagai tambahan dari yang terlah ditentukan pada butir 36.1583. Jika *Airplane Flight Manual* atau *Rotorcraft Flight Manual* tidak disetujui, prosedur dan informasi harus dilengkapi dalam salah satu kombinasi dari *manual material, markings,* dan *placards.*

(1) untuk kategori transport dan pesawat jet, informasi level kebisingan harus satu nilai untuk setiap kondisi *flyover, lateral,* dan *approach* seperti yang didefinisikan dan dibutuhkan oleh Lampiran B, dan juga berat *take-off* maksimum, berat *landing* maksimum, dan konfigurasi.

(2) untuk pesawat *propeller driven* informasi level kebisingan harus satu nilai untuk setiap kondisi *take-off* seperti yang didefinisikan dan dibutuhkan oleh Lampiran G, dan

juga berat *take-off* maksimum dan konfigurasi.

(3) untuk *rotorcraft*, informasi level kebisingan harus satu nilai untuk setiap kondisi *take-off*, *flyover*, dan *approach* seperti yang didefinisikan dan dibutuhkan oleh Lampiran H, atau satu nilai untuk kondisi *flyover* seperti yang didefinisikan dan dibutuhkan oleh Lampiran J, pada berat *take-off* maksimum dan konfigurasi.

(b) Jika informasi level kebisingan operasional tambahan termasuk dalam bagian yang disetujui *Airplane Flight Manual*, maka harus dipisahkan, diidentifikasi sebagai informasi tambahan level kebisingan yang tersertifikasi, dan dibedakan dengan jelas dari informasi yang dibutuhkan pada butir 36.1581 (a).

(c) Pernyataan berikut harus dilengkapi mendekati level kebisingan yang terdaftar:

Tidak ada ketentuan yang dibuat oleh Direktorat Jenderal bahwa level kebisingan dari pesawat harus diterima atau tidak dapat diterima untuk operasi di, ke, atau dari, Bandara manapun.

(d) Untuk kategori transport dan pesawat jet, ketika berat yang digunakan untuk memenuhi persyaratan kebisingan *take-off* dan *landing* pada bagian ini kurang dari berat maksimum berdasarkan persyaratan kelaikudaraan yang berlaku, bobot yang lebih rendah harus dilengkapi, sebagaimana batas operasi di bagian batas operasi pada *Airplane Flight Manual.* Selanjutnya, berat *take-off* maksimum tidak boleh melebihi berat *take-off* yang paling kritis dari sudut kebisingan *take-off.*

(e) Untuk pesawat *propeller driven*, ketika berat yang digunakan untuk memenuhi persyaratan *flyover* dalam lampiran ini kurang dari berat maksimum dengan nilai yang melebihi nilai kebutuhan bahan bakar untuk melakukan pengujian, maka berat yang lebih rendah tersebut harus dilengkapi, sebagaimana batas operasi di bagian batas operasi pada *Airplane Flight Manual*, dalam materi panduan yang disetujui, atau pada *placard* yang disetujui.

(f) Untuk helikopter kategori *primary, normal, transport,* dan

restricted, jika berat yang digunakan dalam memenuhi persyaratan kebisingan *take-off*, *flyover*, atau *approach* pada Lampiran H, atau berat yang digunakan dalam memenuhi kebutuhan kebisingan *flyover* pada Lampiran J, kurang dari berat *take-off* maksimum tersertifikasi, sesuai dengan baik butir 27,25 (a) dari PKPS bagian 27 atau butir 29,25 (a) dari PKPS bagian 29, maka berat yang lebih rendah tersebut harus dilengkapi, sebagaimana batas operasi di bagian batas operasi pada *Rotorcraft Flight Manual*, pada material manual yang disetujui Direktorat Jenderal, atau pada *placard* yang disetujui Direktorat Jenderal.

(g) Kecuali yang termasuk dalam paragraf (d), (e), dan (f), tidak ada batasan operasi yang perlu dilengkapi bawah bagian ini.

36.1583 Pesawat Agrikultur dan Pemadam Kebakaran Yang Tidak Memenuhi Persyaratan

(a) butir ini berlaku untuk pesawat *propeller driven* yang -

(1) dirancang untuk *"agricultural aircraft operations"* atau untuk *dispensing firefighting materials*; dan

(2) belum menunjukkan pemenuhan terhadap level kebisingan yang ditentukan dibawah Lampiran F -

(i) untuk permohonan penerbitan pertama *standard airworthiness certificate*; atau

(ii) untuk permohonan persetujuan perubahan akustik pesawat yang memiliki *standard airworthiness certificate* setelah perubahan dalam tipe desain.

(b) Untuk pesawat yang termasuk pada bagian ini batasan operasi yang terbaca sebagai berikut harus dilengkapi dengan cara yang ditentukan dalam butir 36.1581:

Pengurangan kebisingan: pesawat ini belum terbukti mematuhi batas kebisingan di PKPS bagian 36 dan harus dioperasikan sesuai dengan batasan kebisingan operasi.

LAMPIRAN A - PENGUKURAN KEBISINGAN PESAWAT DAN EVALUASI DALAM BUTIR 36.101

A36.1 Pendahuluan

A36.1.1. Lampiran ini mengatur kondisi dimana pengujian sertifikasi kebisingan pesawat harus dilakukan dan menyatakan prosedur pengukuran yang harus digunakan untuk mengukur kebisingan pesawat. Prosedur yang harus digunakan untuk menentukan kuantitas evaluasi kebisingan ditetapkan sebagai *effective perceived noise level*, EPNL, di bawah butir 36.101 dan 36.803 juga diyatakan.

A36.1.2. Instruksi dan prosedur yang dimaksudkan untuk memastikan keseragaman selama tes pemenuhan dan untuk memungkinkan perbandingan antara pengujian berbagai jenis pesawat yang dilakukan di berbagai lokasi geografis.

A36.1.3. Daftar lengkap simbol dan unit, formulasi matematika dari *perceived noisiness*, prosedur untuk menentukan *atmospheric attenuation of sound*, dan prosedur rinci untuk mengoreksi level kebisingan dari kondisi non-referensi hingga referensi termasuk dalam lampiran ini.

A36.1.4. Untuk *Stage 4 airplanes*, alternatif yang dapat diterima untuk pengukuran dan evaluasi kebisingan terdapat pada Lampiran 2 untuk Organisasi Penerbangan Sipil Internasional (ICAO) di Annex 16, Volume I, Edisi 8, Amandemen 12, efektif 1 Januari 2018.

A36.2 Pengujian Sertifikasi Kebisingan dan Kondisi Pengukuran

A36.2.1 Umum

A36.2.1.1. Bagian ini mengatur kondisi dimana sertifikasi kebisingan harus dilakukan dan prosedur pengukuran yang harus digunakan.

Catatan: Banyak sertifikasi kebisingan yang hanya memasukkan perubahan minor pada tipe desain pesawat. Perubahan kebisingan yang dihasilkan sering kali dapat terjadi tanpa menggunakan pengujian lengkap seperti yang dijelaskan dalam lampiran ini. Untuk alasan ini, Direktorat Jenderal

mengizinkan penggunaan prosedur yang disetujui. Terdapat prosedur lain yang disetujui yang dapat digunakan dalam pengujian sertifikasi lengkap, untuk tujuan agar dapat mengurangi biaya dan memberikan hasil yang dapat diandalkan.

A36.2.2 Lingkungan Pengujian

A36.2.2.1. Lokasi untuk mengukur kebisingan dari sebuah pesawat pada saat terbang harus encircled oleh permukaan yang relatif datar yang tidak memiliki karakteristik penyerapan suara yang berlebihan seperti disebabkan oleh *thick, matted,* atau *tall grass, shrubs,* atau *wooded areas.* Tidak ada penghalang yang signifikan yang dapat mempengaruhi medan suara dari pesawat harus berada dalam *conical space* di atas titik pada tanah yang secara vertical dibawah mikrofon, *cone* didefinisikan oleh sumbu yang normal terhadap tanah dan dengan setengah-sudut 80 ° dari sumbu ini.

Catatan: Personal yang melakukan pengukuran, dapat juga menjadi gangguan.

A36.2.2.2. Pengujian harus dilakukan dibawah kondisi atmosfer berikut.

(a) tidak ada *precipitation*;

(b) suhu udara ambien tidak di atas 95 ° F (35 ° C) dan tidak di bawah 14 ° F (-10 ° C), dan kelembaban relatif tidak di atas 95% dan tidak di bawah 20% pada semua jalur kebisingan antara titik 33 ft (10 m) di atas tanah dan pesawat;

Catatan: Perlu dipastikan bahwa pengukuran kebisingan, pelacakan jalur terbang pesawat, dan instrumentasi meteorologi juga dioperasikan dalam batasan lingkungan tertentu yang diperlukan.

(c) kelembaban relative dan temperature ambien pada keseluruhan jalur kebisingan antara titik 33 ft (10 m) di atas tanah dan pesawat yang redaman suara pada *Sepertiga Oktafband* berpusat pada 8 kHz tidak melebihi 12 dB / 100 m kecuali:

(1) Temperatur *dew point* dan *dry bulb* diukur dengan

perangkat dengan akurasi sampai dengan ± 0,9 ° F (± 0,5 ° C) dan digunakan untuk memperoleh kelembaban relatif; sebagai tambahan bagian berlapis dari atmosfer yang digunakan sebagaimana diuraikan dalam bagian A36.2.2.3 untuk menghitung *equivalent weighted sound attenuations* pada setiap *Sepertiga Oktafband*; atau

(2) *Peak* bukan nilai pada saat PNLT, setelah penyesuaian terhadap kondisi acuan, terjadi pada frekuensi kurang dari atau sama dengan 400 Hz;

(d) Jika koefisien penyerapan atmosfer bervariasi terhadap jalur perambatan suara PNLTM lebih dari ± 1,6 dB / 1000 ft (± 0,5 dB / 100m) di 3150Hz *Sepertiga Oktafband* dari nilai koefisien penyerapan yang berasal dari pengukuran meteorologi yang diperoleh pada 33 ft (10 m) di atas permukaan, bagian *"layered"* dari atmosfer harus digunakan sebagaimana diuraikan dalam butir A36.2.2.3 untuk *equivalent weighted sound attenuations* pada setiap *Sepertiga Oktafband*; Direktorat Jenderal akan menentukan apakah jumlah bagian *"layered"* yang digunakan sudah mencukupi. Untuk setiap pengukuran, dimana *multiple layering* tidak diperlukan, *equivalent weighted sound attenuations* pada setiap *Sepertiga Oktafband* harus ditentukan dari rata-rata koefisien penyerapan atmosfer masing-masing contohnya *band* pada 33 ft (10 m) di atas permukaan tanah, dan pada *flight level* pesawat pada saat PNLTM, untuk masing-masing pengukuran;

(e) Kecepatan angin rata-rata 33 ft (10 m) di atas tanah tidak boleh melebihi 12 knot dan kecepatan *crosswind* untuk pesawat tidak boleh melebihi 7 knot. Kecepatan angin rata-rata harus ditentukan dengan menggunakan periode rata-rata 30 detik dengan menjangkau selang waktu 10 dB-down. Kecepatan angin maksimum 33 ft (10 m) di atas tanah tidak melebihi 15 knot dan kecepatan *crosswind* tidak melebihi 10 knot selama selang waktu 10 dB-down;

(f) Tidak ada anomali meteorologi atau kondisi angin yang secara signifikan mempengaruhi level kebisingan terukur

ketika kebisingan dicatat pada titik pengukuran ditentukan oleh Direktorat Jenderal; dan

(g) Pengukuran metereologi harus diperoleh dalam waktu 30 menit dari setiap pengukuran uji kebisingan; data meteorologi harus diinterpolasi waktu sebenarnya dari setiap pengukuran kebisingan.

A36.2.2.3. Ketika perhitungan *multiple layering* diperlukan oleh butir A36.2.2.2 (c) atau A36.2.2.2 (d) atmosfir antara pesawat dan 33 ft (10 m) di atas tanah harus dibagi menjadi beberapa *layers* dengan kedalaman yang sama. Kedalaman *layer* harus ditetapkan supaya tidak melebihi kedalaman dari *layer* tersempit yang melintas yang mana variasi dalam koefisien penyerapan atmosfer dari 3150 Hz *Sepertiga Oktafband* tidak lebih besar dari ± 1,6 dB / 1000 ft (± 0,5 dB / 100m), dengan kedalaman *layer* minimal 100 ft (30 m). Persyaratan ini harus dipenuhi untuk jalur rambatan di PNLTM. Rata-rata nilai dari koefisien penyerapan atmosfer di bagian atas dan bawah setiap *layer* dapat digunakan untuk mengkarakterisasi sifat penyerapan setiap *layer*.

A36.2.2.4. Menara kendali bandara atau fasilitas lain harus disetujui oleh Direktorat Jenderal untuk digunakan sebagai lokasi pusat dimana pengukuran parameter atmosfer merepresentasikan kondisi yang ada di atas wilayah geografis dimana pengukuran kebisingan dilakukan.

A36.2.3 Pengukuran Jalur Penerbangan

A36.2.3.1. Posisi spasial pesawat relatif terhadap mikrofon pengukuran lintasan terbang harus ditentukan dengan metode yang disetujui oleh Direktorat Jenderal dan bebas dari instrumentasi terbang kokpit

A36.2.3.2. Posisi pesawat di sepanjang jalur penerbangan harus disinkronkan dengan suara yang direkam di lokasi pengukuran kebisingan dengan menggunakan sinkronisasi sinyal waktu

melalui jarak dan durasi yang cukup untuk memastikan bahwa data yang memadai diperoleh selama periode dimana kebisingan dalam 10 dB dari nilai maksimum PNLT.

A36.2.3.3. Posisi dan data kemampuan yang dibutuhkan untuk membuat penyesuaian sebagaimana dimaksud dalam butir A36.9 dari lampiran ini harus secara otomatis direkam pada kecepatan sampling yang disetujui. Peralatan pengukuran harus disetujui oleh Direktorat Jenderal.

A36.3 Pengukuran Kebisingan Pesawat yang Diterima di daratan

A36.3.1 Definisi

Definisi pada butir A36.3 berikut berlaku:

A36.3.1.1. Sistem pengukuran berarti kombinasi instrumen yang digunakan untuk pengukuran *sound pressure levels*, termasuk *sound calibrator, windscreen, microphone system, signal recording* dan *conditioning devices,* dan *Sepertiga Oktafband analysis system.*

Catatan: Pemasangan termasuk sejumlah sistem mikrofon, output yang direkam secara bersamaan oleh alat perekam / analisis *multi-channel* melalui *signal conditioners*, yang sesuai. Untuk tujuan dari butir ini, setiap *complete measurement channel* dianggap sebagai sistem pengukuran yang mana persyaratan berlaku.

A36.3.1.2. Sistem mikrofon adalah komponen untuk sistem pengukuran yang menghasilkan sinyal output listrik sebagai respon dari sinyal input tekanan suara, dan umumnya termasuk mikrofon, *preamplifier, extension cables,* dan perangkat lain yang diperlukan.

A36.3.1.3. *Sound incidence angle* dengan satuan derajat adalah sudut antara sumbu utama dari mikrofon, sebagaimana didefinisikan dalam IEC 61.094-3 dan IEC 61.094-4, sebagaimana diamandemen dan segaris dari sumber suara ke pusat diafragma mikropon.

Catatan: Ketika *sound incidence angle* adalah 0 °, dapat disebut suara diterima di mikrofon pada *"normal (perpendicular) incidence;"* ketika *sound incidence angle* adalah 90 °, dapat disebut suara diterima di "*grazing incidence.*"

A36.3.1.4. *Reference direction* dengan satuan derajat adalah arah *sound incidence* yang ditentukan oleh pabrikan mikrofon, relatif terhadap sudut *sound incidence* 0 °, yang mana level sensitivitas bebas-medan dari sistem mikrofon berada dalam batas toleransi yang ditetapkan.

A36.3.1.5. Tingkat sensitivitas *Free-field* pada sistem mikrofon dengan satuan *volt per Pascal* adalah sebuah *gelombang* suara progresif bidang sinusoidal dari frekuensi tertentu, pada sudut *sound incidence* tertentu, hasil bagi antara akar rata-rata kuadrat *(root mean square/RMS)* tegangan pada output sistem mikrofon dengan akar rata-rata kuadrat (RMS) tekanan suara di posisi mikrofon pada ketidakberadaanya.

A36.3.1.6. Tingkat sensitivitas *Free-field* pada sistem mikrofon dengan satuan decibel adalah dua puluh kali logaritma dengan basis sepuluh dari rasio sensitivitas bebas-medan sistem mikrofon dan referensi sensitivitas dari satu *volt* per *Pascal.*

Catatan: *Free-field sensitivity level* dari sistem mikrofon dapat ditentukan dengan mengurangkan Sound Pressure Level (dalam desibel *re 20 μPa*) dari *sound incidence* pada mikrofon dari tingkat tegangan (dalam desibel *re 1 V*) pada output sistem mikrofon, dan menambahkan 93,98 dB pada hasilnya.

A36.3.1.7. *Time-average band sound pressure level* dalam satuan decibel adalah sepuluh kali logaritma dengan basis sepuluh, dari rasio rata-rata kuadrat waktu tekanan suara seketika selama interval waktu yang ditentukan dan pada *Sepertiga Oktafband* yang ditentukan, dengan kuadrat tekanan suara acuan 20 μPa.

A36.3.1.8. *Level range* dalam satuan decibel adalah jangkauan operasi yang ditentukan oleh pengaturan kontrol yang disediakan pada sistem pengukuran untuk perekaman dan analisis *Sepertiga Oktafband* dari sinyal tekanan suara. Batas atas terkait dengan rentang level tertentu harus dibulatkan ke desibel terdekat.

A36.3.1.9. *Calibration sound pressure level* dalam satuan decibel adalah level tekanan suara yang dihasilkan dibawah kondisi lingkungan acuan, dalam rongga *coupler* pada *sound calibrator* yang digunakan untuk menentukan sensitivitas akustik keseluruhan dari sistem pengukuran.

A36.3.1.10. *Reference level range* dalam satuan decibel adalah kisaran level untuk menentukan sensitivitas akustik dari sistem pengukuran dan berisi kalibrasi level tekanan suara.

A36.3.1.11. *Calibration check frequency* dalam satuan *hertz* adalah frekuensi nominal sinyal tekanan suara sinusoidal yang dihasilkan oleh *sound calibrator.*

A36.3.1.12. *Level difference* dalam satuan decibel untuk setiap nominal frekuensi *midband* dari *Sepertiga Oktafband,* level sinyal output yang terukur pada rentang level manapun dikurangi level dari sinyal input listrik yang sesuai.

A36.3.1.13. *Reference level difference* dalam satuan decibel untuk frekuensi yang ditetapkan, perbedaan level yang terukur pada rentang level untuk sinyal input listrik yang sesuai dengan *calibration sound pressure level,* untuk rentang level yang disesuaikan.

A36.3.1.14. *Level non-linearity* dalam satuan decibel adalah perbedaan level yang terukur pada rentang level manapun, nominal frekuensi *midband* dari *Sepertiga Oktafband* yang ditetapkan, dikurangi dengan perbedaan level acuan yang sesuai, semua sinyal input dan output relatif terhadap jumlah referensi yang sama.

A36.3.1.15. *Linear operating range* dalam satuan desibel untuk rentang level dan frekuensi yang ditetapkan adalah rentang level sinyal listrik sinusoidal stabil yang diterapkan ke input dari seluruh sistem pengukuran, untuk mikrofon dan termasuk preamplifier mikrofon, dan elemen pengkondisian sinyal lainnya yang dianggap sebagai bagian dari sistem mikrofon dari batas bawah sampai batas atas, dimana tingkat non-linearitas masih dalam batas toleransi tertentu.

Catatan: Kabel ekstensi mikrofon yang dikonfigurasikan di lapangan tidak perlu disertakan untuk penentuan rentang operasi linear.

A36.3.1.16. *Windscreen insertion loss* dalam satuan decibel pada nominal frekuensi *midband* dari *Sepertiga Oktafband* yang ditentukan, dan untuk *sound incidence angle* yang ditentukan pada mikrofon adalah level tekanan suara yang terindikasi tanpa *windscreen* terpasang disekitar mikrofon dikurangi level tekanan suara dengan *windscreen* terpasang.

A36.3.2 Kondisi Lingkungan Acuan

A36.3.2.1. Kondisi lingkungan acuan untuk menentukan performa suatu sistem pengukuran adalah:

(a) Temperatur udara 73,4 ° F (23 ° C);

(b) Tekanan udara statis 101,325 kPa; dan

(c) Kelembaban relative 50%.

A36.3.3. Umum

Catatan: Pengukuran kebisingan pesawat yang dibuat menggunakan instrumen yang sesuai dengan spesifikasi pada butir ini akan menghasilkan level tekanan suara *Sepertiga Oktafband* sebagai fungsi waktu. Level *Sepertiga Oktafband* ini akan digunakan untuk perhitungan *effective perceived noise level* seperti yang dijelaskan pada butir A36.4.

A36.3.3.1. Sistem pengukuran harus terdiri dari peralatan yang disetujui oleh Direktorat Jenderal sebagaimana berikut:

(a) sebuah *windscreen* (Lihat A36.3.4.);

(b) sebuah sistem mikrofon (Lihat A36.3.5):

(c) sebuah sistem *recording* dan *reproducing* untuk menyimpan sinyal kebisingan pesawat yang diukur untuk analisis berikutnya (lihat A36.3.6);

(d) sebuah sistem analisis untuk *Sepertiga Oktafband* (lihat A36.3.7); dan

(e) sistem kalibrasi untuk menjaga sensitivitas akustik dari sistem tersebut dalam batas toleransi yang ditentukan (lihat A36.3.8).

A36.3.3.2. Setiap komponen dari sistem pengukuran yang mengubah sinyal analog ke bentuk digital, konversi tersebut harus dilakukan sehingga level untuk setiap potensi *aliases* atau *artifacts* dari proses digitalisasi akan kurang dari batas atas rentang operasi linier dengan setidaknya 50 dB pada frekuensi apapun kurang dari 12,5 kHz. Rata-rata sampling harus minimal 28 kHz. Filter *anti-aliasing* harus disertakan sebelum proses digitalisasi.

A36.3.4 *Windscreen*

A36.3.4.1. Dengan tidak adanya angin dan suara sinusoidal pada *grazing incidence*, *insertion loss* yang disebabkan oleh *windscreen* dengan tipe yang ditetapkan yang terpasang di sekitar mikrofon tidak boleh melebihi ± 1,5 dB pada nominal frekuensi midband *Sepertiga Oktafband* yang termasuk 50 Hz sampai 10 kHz.

A36.3.5 Sistem Mikrofon

A36.3.5.1. Sistem mikrofon harus memenuhi spesifikasi pada butir A36.3.5.2 sampai butir A36.3.5.4. Berbagai sistem mikrofon dapat disetujui oleh Direktorat Jenderal atas dasar performa elektroakustik keseluruhan secara setara yang ditunjukkan. Apabila dua atau lebih sistem mikrofon tipe yang sama digunakan, pembuktian bahwa setidaknya satu sistem sesuai dengan seluruh spesifikasi diperlukan untuk menunjukkan kesesuaian.

Catatan: Pemohon masih harus tetap mengkalibrasi dan memeriksa setiap sistem yang diperlukan pada butir A36.3.9.

A36.3.5.2. Mikrofon harus dipasang dengan elemen penginderaan 4 ft (1,2 m) di atas permukaan tanah setempat dan harus berorientasi untuk *grazing incidence*, contohnya dengan elemen penginderaan di bidang yang ditentukan oleh prediksi acuan jalur penerbangan pesawat dan stasiun pengukur. Pengaturan pemasangan mikrofon harus meminimalkan gangguan pendukung dengan suara yang akan diukur. Gambar A36-1 menggambarkan sudut *sound incidence* pada mikrofon.

A36.3.5.3. Tingkat sensitifitas *free-field* mikrofon dan *preamplifier* arah acuan pada frekuensi setidaknya diatas kisaran nominal frekuensi midband *Sepertiga Oktafband* mulai 50 Hz sampai 10 kHz, harus berada dalam ± 1.0 dB dari pemeriksaan kalibrasi frekuensi, dan dalam ± 2.0 dB untuk nominal frekuensi midband 6,3 kHz, 8 kHz dan 10 kHz.

A36.3.5.4. Untuk gelombang suara *sinusoidal* pada setiap nominal frekuensi midband *Sepertiga Oktafband* diatas kisaran 50 Hz sampai 10 kHz, tingkat sensitifitas *free-field* sistem mikrofon pada sudut *sound incidence* 30 °, 60 °, 90 ° , 120 ° dan 150 °, tidak boleh berbeda dari tingkat sensitifitas *free-field* pada *sound incidence angle* 0 ° *("normal incidence")* lebih dari nilai yang ditunjukkan pada Tabel A36-1. Perbedaan tingkat sensitifitas *free-field* pada *sound incidence angle* diantara dua sudut *sound incidence* yang berdekatan pada Tabel A36-1 tidak boleh melebihi batas toleransi untuk sudut yang lebih besar.

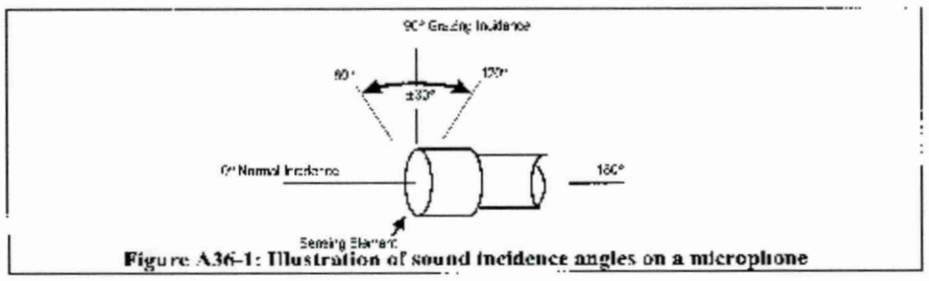


Figure A36-1: Illustration of sound incidence angles on a microphone

Nominal midband frequency kHz	Maximum difference between the free-field sensitivity level of a microphone system at normal incidence and the free-field sensitivity level at specified sound incidence angles dB Sound Incidence angle degrees				
	30	60	90	120	150
0.05 to 1.6	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.0	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.5	0.5	0.5	1.0	1.5	1.5
3.15	0.5	1.0	1.5	2.0	2.0
4.0	0.5	1.0	2.0	2.5	2.5
5.0	0.5	1.5	2.5	3.0	3.0
6.3	1.0	2.0	3.0	4.0	4.0
8.0	1.5	2.5	4.0	5.5	5.5
10.0	2.0	3.5	5.5	6.5	7.5

Table A36-1 Microphone Directional Response Requirements

A36.3.6 Sistem *Recording* dan *Reproducing*

A36.3.6.1. Sistem *recording* dan *reproducing*, seperti perekam magnetik digital atau analog, sistem berbasis komputer atau perangkat penyimpanan data permanen lainnya, harus digunakan untuk menyimpan sinyal tekanan suara untuk analisis selanjutnya. Suara yang dihasilkan oleh pesawat harus direkam sedemikian rupa sehingga rekaman dari sinyal akustik lengkap disimpan. Sistem *recording* dan *reproducing* harus memenuhi spesifikasi pada butir A36.3.6.2 sampai butir A36.3.6.9 pada kecepatan perekaman dan / atau kecepatan data rata-rata sampling yang digunakan untuk pengujian sertifikasi kebisingan. Kesesuaian harus ditunjukkan untuk *bandwidth* frekuensi dan saluran rekaman yang dipilih untuk pengujian.

A36.3.6.2. Sistem *recording* dan *reproducing* harus dikalibrasi sesuai dengan butir A36.3.9.

Catatan: Untuk sinyal kebisingan pesawat pada saat tingkat spektral frekuensi tinggi menurun cepat dengan meningkatnya frekuensi, sesuai jaringan *pre-emphasis* dan pelengkap *de-*

emphasis perlu dimasukkan dalam sistem pengukuran. Jika *pre-emphasis* disertakan, keseluruhan rentang nominal frekuensi *Sepertiga Oktafmidband* dari 800 Hz sampai 10 kHz, penambahan listrik yang disediakan oleh jaringan *pre-emphasis* tidak boleh melebihi 20 dB relatif terhadap penambahan pada 800 Hz.

A36.3.6.3. Untuk sinyal listrik *sinusoidal steady* yang diterapkan untuk input dari seluruh sistem pengukuran termasuk semua bagian dari sistem mikrofon kecuali mikrofon pada tingkat sinyal tertentu dalam 5 dB dari yang sesuai dengan tingkat kalibrasi level tekanan suara pada level kisaran acuan, level sinyal rata-rata waktu yang diindikasikan oleh perangkat pembacaan di setiap frekuensi *midband* dengan nominal sepertiga dari 50 Hz sampai 10 kHz harus berada dalam ± 1,5 dB dari kalibrasi frekuensi pengetesan. Respon frekuensi dari sistem pengukuran, yang mencakup komponen yang dapat mengubah sinyal analog ke bentuk digital, harus berada dalam ±0,3 dB dari respon pada10 kHz dalam rentang frekuensi dari 10 kHz sampai 11,2 kHz.

Catatan: Kabel ekstensi mikrofon yang dikonfigurasi di lapangan tidak perlu disertakan untuk penentuan respon frekuensi. Kelonggaran ini tidak menghilangkan kebutuhan untuk menyertakan kabel ekstensi mikrofon saat melakukan *pink noise recording* pada butir A36.3.9.5.

A36.3.6.4. Untuk perekaman pita analog, fluktuasi amplitudo dari 1 kHz sinyal sinusoidal direkam dalam 5 dB dari tingkat yang sesuai dengan kalibrasi level tekanan suara tidak boleh bervariasi lebih dari ± 0,5 dB di semua rol dari jenis pita magnetik yang digunakan. Kesesuaian dengan persyaratan ini harus ditunjukkan dengan menggunakan perangkat yang memiliki property perata-rataan waktu yang setara dengan spektrum analyzernya.

A36.3.6.5. Untuk semua rentang level yang sesuai dan untuk sinyal listrik *sinusoidal steady* diterapkan pada input dari sistem pengukuran, termasuk semua bagian dari sistem mikrofon kecuali mikrofon itu sendiri, di frekuensi *midband* nominal sepertiga oktaf 50 Hz, 1 kHz dan 10 kHz, dan kalibrasi frekuensi pengetesan, jika tidak termasuk salah satu dari frekuensi ini, level non-linearitas tidak boleh melebihi ± 0,5 dB untuk rentang operasi linear setidaknya 50 dB di bawah batas atas dari rentang level.

Catatan 1: Tingkat linearitas dari komponen sistem pengukuran dapat diuji sesuai dengan metode yang dijelaskan dalam IEC 61265 yang telah diamandemen.

Catatan 2: Kabel ekstensi mikrofon yang dikonfigurasi di lapangan tidak perlu disertakan untuk penentuan tingkat linearitas.

A36.3.6.6. Pada rentang level acuan, level sesuai dengan kalibrasi level tekanan suara harus minimal 5 dB, tetapi tidak lebih dari 30 dB kurang dari batas atas dari rentang level.

A36.3.6.7. Rentang operasi linear pada rentang level yang berdekatan harus *overlap* oleh setidaknya 50 dB dikurangi perubahan redaman yang disebabkan oleh adanya perubahan dalam kontrol rentang level.

Catatan: Hal ini dimungkinkan untuk sistem pengukuran supaya memiliki kontrol rentang level yang memungkinkan perubahan redaman sebagai contoh 10 dB atau 1 dB. Dengan tingkat 10 dB, *overlap* minimum yang diperlukan akan menjadi 40 dB, dan dengan tingkat 1 dB *overlap* minimum akan menjadi 49 dB.

A36.3.6.8. Indikator *overlap* harus disertakan dalam sistem rekaman and *reproducing system* sehingga indikasi kelebihan beban akan terjadi selama kondisi kelebihan beban pada setiap rentang tingkat yang relevan.

A36.3.6.9. Peredaman termasuk dalam sistem pengukuran untuk memperbolehkan perubahan rentang harus beroperasi pada interval tingkat desibel yang diketahui.

A36.3.7 Sistem Analisis

A36.3.7.1. Sistem analisis harus sesuai dengan spesifikasi dalam bagian A36.3.7.2 sampai A36.3.7.7 untuk *bandwidth*, frekuensi, konfigurasi saluran dan *gain settings* yang digunakan untuk analisis.

A36.3.7.2. Hasil dari sistem analisis harus terdiri dari level tekanan suara *Sepertiga Oktafband* sebagai fungsi waktu, diperoleh dengan memproses sinyal suara (sebaiknya direkam) melalui sistem analisis dengan karakteristik sebagai berikut:

(a) satu set filter 24 *Sepertiga Oktafband*, atau setara, memiliki frekuensi *midband* nominal dari 50 Hz sampai 10 kHz inklusif;

(b) respons dan *averaging properties*, pada prinsipnya, output dari *filter band Sepertiga Oktaf* dikuadratkan, dirata-ratakan dan ditampilkan atau disimpan sebagai rata-rata waktu level tekanan suara;

(c) Jarak interval antara sampel level tekanan suara berturut-turut harus 500 ms ±5 milidetik (ms) untuk analisis spektral dengan atau tanpa memperlambat pembobotan waktu, sebagaimana didefinisikan dalam bagian A36.3.7.4;

(d) untuk sistem analisis yang tidak memproses sinyal tekanan suara selama periode waktu yang dibutuhkan untuk pembacaan dan / atau pengaturan ulang dari penganalisa, kehilangan data tidak boleh melebihi durasi 5 ms; dan

(e) sistem analisis harus beroperasi pada *real time* dari 50 Hz sampai setidaknya 12 kHz inklusif. Persyaratan ini berlaku untuk semua saluran operasi dari sistem analisis spektral *multi-channel*.

A36.3.7.3. Standar minimum untuk oktaf sistem analisis sepertiga *band* yaitu kelas 2 persyaratan kinerja listrik IEC 61.260 sebagaimana telah diubah, selama rentang sepertiga oktaf frekuensi *midband* nominal dari 50 Hz sampai 10 kHz inklusif.
Catatan: IEC 61.260 menentukan prosedur untuk pengujian sistem analisis *Band* sepertiga oktaf untuk relatif redaman, filter *anti-aliasing,* operasi *real time*, tingkat linearitas, dan filter respon terpadu (*bandwidth* efektif).

A36.3.7.4. Ketika *slow time averaging* dilakukan dalam analyzer, respon dari sepertiga oktaf sistem analisis *band* untuk mengalami *sudden onset* atau gangguan dari sinyal sinusoidal konstan pada masing-masing sepertiga oktaf frekuensi *nominal midband*, harus diukur pada pengambilan sampel instants 0,5, 1, 1,5 dan 2 detik (s) setelah *onset* dan 0,5 dan 1s setelah interupsi. *The rising response* harus -4 ± 1 dB di 0.5s, -1,75 ± 0,75 dB di 1s, -1 ± 0,5 dB pada 1.5s dan -0,5 ± 0,5 dB pada 2s relatif terhadap *steady-state level. The falling response* harus sedemikian rupa sehingga jumlah dari tingkat output sinyal, relatif terhadap tingkat steady state awal, dan meningkatnya membaca respon yang sesuai yaitu -6,5 ± 1 dB, pada kedua 0,5 dan 1s. Pada saat berikutnya jumlah dari *rising response* dan *falling response* harus -7,5 dB atau kurang. Ini setara dengan proses rata-rata eksponensial (*slow time-weighting*) dengan nominal 1s waktu yang konstan (yaitu, 2s rata-rata waktu).

A36.3.7.5. Ketika Sound Pressure Level sepertiga *band* oktaf ditentukan dari output dari analyzer tanpa *slow time-weighting, slow time-weighting* harus disimulasikan dalam pengolahan selanjutnya. simulasi *slow time-weighting* suara tekanan dapat diperoleh dengan menggunakan proses rata-rata eksponensial terus menerus dengan persamaan berikut:

$$SPLs(I, k) = 10 \log [(0,60653)\ 100.1SPLs\ [i, (k-1)] + (0,39347)\ 100.1SPL\ (i, k)]$$

Dimana SPLs (i, k) adalah Sound Pressure Level *slow time-weighting* yang disimulasikan dan SPL (i, k) adalah tekanan suara rata-rata terukur dengan 0.5s time average dari output dari analyzer untuk instan k-th waktu dan i-th Band oktaf. Untuk k = 1, lambat SPLs waktu-tertimbang tekanan suara [i, (k-1 = 0)] di sisi kanan harus di set ke 0 dB. Perkiraan dari rata-rata eksponensial terus menerus diwakili oleh persamaan berikut untuk proses rata-rata empat sampel untuk k ≥ 4:

SPLs (i, k) = 10 log [(0,13) 100.1 SPL [i, (k-3)] + (0,21) 100.1 SPL [i, (k-2)] + (0,27) 100.1 SPL [i,$^{(k-1)}$] + (0.39) 100.1 SPL [i, k]]

Dimana SPLs (i, k) lambat Sound Pressure Level tertimbang waktu yang disimulasikan dan SPL (i, k) adalah 0.5s waktu Sound Pressure Level rata-rata yang diukur ditentukan dari output dari analisa untuk instan k-th waktu dan i-th Band oktaf.

Jumlah dari faktor bobot adalah 1,0 dalam dua persamaan. Sound Pressure Level dihitung dengan cara baik persamaan berlaku untuk data sampel 0.5s keenam dan selanjutnya, atau untuk waktu yang lebih besar dari 2.5s setelah inisiasi dari analisis data.

Catatan: Koefisien dalam dua persamaan dihitung untuk digunakan dalam menentukan tingkat tekanan setara *slow time-weighted sound* dari sampel Sound Pressure Level rata-rata 0.5s. Persamaan tidak dapat digunakan dengan sampel data dimana waktu rata-rata berbeda dari 0.5s.

A36.3.7.6. *The instant in time* dimana tingkat tekanan *slow time-weighted* ditandai 0.75s lebih awal dari waktu pembacaan yang sebenarnya.

Catatan: Definisi *instant in time* dibutuhkan untuk mengkorelasikan kebisingan yang terekam dengan posisi pesawat saat suara itu dipancarkan dan memperhitungkan periode rata-rata dari lambat waktu-pembobotan. Untuk setiap 0,5 record data kedua instan ini dalam waktu juga dapat diidentifikasi sebagai 1,25 detik setelah dimulainya periode rata-rata kedua terkait 2.

A36.3.7.7. Resolusi Sound Pressure Level, baik ditampilkan dan disimpan, harus 0,1 dB atau lebih halus.

A36.3.8 Sistem Kalibrasi

A36.3.8.1. *The acoustical sensitivity of the measurement system* harus ditentukan dengan menggunakan *sound calibrator* menghasilkan Sound Pressure Level yang diketahui pada frekuensi tertentu. Standar minimum untuk *sound calibrator* adalah kelas 1L dari IEC 60.942 yang terkini.

A36.3.9 Kalibrasi Dan Pemeriksaan Sistem

A36.3.9.1. Kalibrasi dan pemeriksaan sistem pengukuran dan bagian bagian yang komponen terkait harus dapat diterima Direktorat Jenderal dengan metode yang ditetapkan dalam bagian A36.3.9.2 melalui A36.3.9.10. Penyesuaian kalibrasi, termasuk untuk efek lingkungan pada tingkatan yang dihasilkan *sound calibrator*, harus dilaporkan kepada Ditjen Perhubungan Udara dan memenuhi sepertiga oktaf Sound Pressure Level yang diukur ditentukan dari hasil *analyzer*. Data yang dikumpulkan pada saat adanya indikasi *overload* tidak berlaku dan tidak dapat digunakan. Jika kondisi *overload* terjadi pada saat pencatatan, data uji yang terkait tidak valid, sedangkan jika *overload* terjadi selama analisis, analisis harus diulang dengan mengurangi sensitivitas untuk menghilangkan kelebihan beban.

A36.3.9.2. Respon dari *free-field frequency* dari sistem mikrofon dapat ditentukan dengan menggunakan aktuator elektrostatik dalam kombinasi dengan data pabrikan atau oleh pengujian di fasilitas- *anechoic free-field*. Koreksi untuk respon frekuensi harus ditentukan dalam waktu 90 hari dari setiap pengujian. Koreksi untuk respon *non-uniform frequency* dari mikrofon sistem harus dilaporkan ke Ditjen Perhubungan Udara dan diterapkan untuk sepertiga oktaf *Band* tekanan suara ditentukan dari hasil dari *analyzer*.

A36.3.9.3. Ketika *angles of incidence* suara yang dipancarkan dari pesawat berada dalam ±30 ° *grazing incidence* di mikrofon (lihat Gambar A36-1), satu kesatuan dari koreksi *free- field corrections* berdasarkan dari *grazing incidence* dianggap cukup untuk koreksi efek dari *directional response*. Untuk kejadian yang lain, *angles of incidence* tiap-tiap 0,5s contoh kedua harus dinyatakan dan diterapkan untuk koreksi *incidence effects*.

A36.3.9.4. Untuk tape recorder analog magnetik, tiap-tiap gulungan dari tape magnetic setidaknya harus mengandung setidaknya 30 detik dari *pink random* atau kebisingan *pseudo-random* dari awal sampai dengan akhir. Data yang diperoleh dari sinyal tape recorder analog akan diterima hanya sebagai data yang diandalkan jika perbedaan tingkatan dalam 10 kHz sepertiga oktaf-*band* dan tidak lebih dari 0,75 dB untuk sinyal dicatat dari awal sampai dengan akhir.

A36.3.9.5. Respon frekuensi dari sistem pengukuran secara keseluruhan pada saat dilakukan semua pengujian, terutama mikrofon, harus mencapai tingkat pada 5 dB dari tingkatan yang dicapai dengan tingkat tekanan kalibrasi suara pada kisaran tingkat yang digunakan selama pengujian untuk setiap sepertiga oktaf nominal frekuensi *midband* dari 50 Hz sampai 10 kHz inklusif, menggunakan *pink random* atau *pseudo-random noise*. Dalam waktu enam bulan dari setiap pengujian, output dari *noise generator* harus ditentukan oleh metode atau laboratorium standar nasional yang ditentukan oleh Ditjen Perhubungan Udara. Perubahan output relatif dari kalibrasi sebelumnya di masing-masing *band* oktaf tidak boleh melebihi 0,2 dB. Koreksi untuk respon frekuensi harus dilaporkan ke Ditjen Perhubungan Udara dan diterapkan pada oktaf Sound Pressure Level yang diukur ditentukan dari output dari *analyzer*.

A36.3.9.6. Kinerja *switched attenuators* pada peralatan yang digunakan selama pengukuran sertifikasi kebisingan dan kalibrasi harus diperiksa dalam waktu enam bulan dari masing-masing pengujian untuk memastikan bahwa kesalahan maksimum tidak melebihi 0,1 dB.

A36.3.9.7. *Sound Pressure Level* yang dihasilkan dalam *cavity of the coupler* dari kalibrator suara harus dihitung untuk pengujian kondisi lingkungan menggunakan informasi yang disediakan oleh pabrik pada kondisi yang dipengaruhi oleh tekanan udara atmosfer dan suhu. *Sound Pressure Level* ini digunakan untuk membangun sensitivitas akustik dari sistem pengukuran. Dalam waktu enam bulan dari setiap seri uji output dari kalibrator suara harus ditentukan oleh metode atau laboratorium standar nasional setara seperti yang ditentukan oleh Direktorat Jenderal. Perubahan dalam output dari kalibrasi sebelumnya tidak boleh melebihi 0,2 dB.

A36.3.9.8. Tekanan suara tingkat kalibrasi yang cukup harus dilakukan selama setiap hari pengujian untuk memastikan bahwa sensitivitas akustik dari sistem pengukuran diketahui pada kondisi lingkungan yang berlaku sesuai dengan masing-masing pengujian. Perbedaan antara tingkat sensitivitas akustik yang direkam sebelum dan setelah setiap pengujian pada setiap hari tidak boleh melebihi 0,5 dB. 0,5 batas dB berlaku setelah koreksi tekanan atmosfer telah ditentukan untuk tingkat output kalibrator. Rata rata aritmetik dari sebelum dan sesudah pengukuran harus digunakan untuk mewakili tingkat sensitivitas akustik dari sistem pengukuran untuk pengujian.

A36.3.9.9. Setiap media rekaman, seperti *reel*, *cartridge*, kaset, atau disket, harus memuat kalibrasi *Sound Pressure Level* durasi minimal 10 detik pada awal dan akhir.

A36.3.9.10. *The free-field insertion loss* dari *windscreen* untuk masing-masing sepertiga oktaf nominal frekuensi *midband* dari 50 Hz sampai 10 kHz inklusif harus ditentukan dengan sinyal suara *sinusoidal* pada *incidence angles* yang ditentukan untuk dapat diterapkan pada koreksi dari efek respon directional per bagian A36.3.9.3. Interval antara sudut yang diukur tidak boleh melebihi 30 derajat. Untuk *windscreen* yang tidak rusak dan tidak terkontaminasi, *insertion loss* dapat diambil dari data pabrikan. Atau, dalam waktu enam bulan dari setiap pengujian

insertion loss dari *windscreen* dapat ditentukan dengan metode atau laboratorium standar nasional yang ditetapkan oleh Ditjen Perhubungan Udara. Perubahan *insertion loss* dari kalibrasi sebelumnya di setiap pita frekuensi sepertiga oktaf tidak boleh melebihi 0,4 dB. Koreksi untuk-bidang *free-field insertion* loss dari *windscreen* harus dilaporkan ke Ditjen Perhubungan Udara dan diterapkan pada oktaf Sound Pressure Level yang diukur ditentukan dari output dari *analyzer*.

A36.3.10 Pengaturan Untuk Ambient Kebisingan

A36.3.10.1. *Ambient* kebisingan, termasuk kedua *acoustical background* dan kebisingan kelistrikan dari sistem pengukuran, harus dicatat setidaknya minimal 10 detik pada titik penghitungan dimana satu system mencapai suatu tingkat digunakan untuk penghitungan kebisingan pesawat. Ambient kebisingan harus menggambarkan latar *acoustical background* yang ada selama pengujian *flyover run*. Rekaman data kebisingan pesawat dapat diterima hanya jika ambient tingkat kebisingan, dianalisa dengan cara yang sama, dan dibatasi dalam PNL (lihat A36.4.1.3 (a)), setidaknya paling sedikit di bawah 20 dB maksimum PNL pesawat.

A36.3.10.2. Tingkatan tekanan suara pesawat pada 10 dB kebawah (lihat A36.4.5.1) harus melebihi rata-rata tingkatan ambien kebisingan ditentukan dalam bagian A36.3.10.1 dengan paling sedikit 3 dB di masing-masing oktaf *band*, atau harus atur dengan menggunakan metode disetujui oleh Direktorat Jenderal.

A36.4 Perhitungan Efektif Tingkat Kebisingan Dari Pengukuran Data

A36.4.1.1. Unsur dasar untuk kriteria sertifikasi kebisingan adalah evaluasi perhitungan kebisingan diketahui sebagai tingkat kebisingan yang efektif, EPNL, satuan dalam EPNdB, dimana nilai tunggal penguji dari efek subjektif dari kebisingan pesawat terbang pada manusia, EPNL terdiri dari tingkatan kebisingan yang dirasakan dengan cepat, PNL, perbaikan dari dikoreksi

untuk penyimpangan spektral, dan untuk durasi. Di koreksi sesuatu yang tidak wajar, dan durasinya, koresi yang tidak wajar, "*tone correction factor*", dibuat pada setiap penambahan waktu untuk nada batas atas.

A36.4.1.2. Tiga sifat dasar fisik dar tekanan suara yang harus diukur: tingkatan, distribusi frekuensi, dan variasi waktu. Untuk menentukan EPNL, *Sound Pressure Level* setiap 24 sepertiga oktaf *band* diperlukan untuk setiap peningkatan waktu 0,5 detik selama pengukuran kebisingan pesawat.

A36.4.1.3. Prosedur perhitungan yang menggunakan penghitungan fisik dari kebisingan untuk memperoleh evaluasi penghitungan EPNL dari suatu respon subjektif terdiri dari lima langkah berikut:

(a) 24 band oktaf dari *Sound Pressure Level* dirubah menjadi kebisingan yang dirasakan (noy) penggunaan metode yang dijelaskan dalam bagian A36.4.2.1 (a). Nilai noy digabungkan dan kemudian dirubah tingkatan *perceived noise levels*, PNL (k).

(b) Faktor nada koreksi C(k) dihitung untuk setiap spektrum untuk mnghitung respon subjek terhadap *spectral irregularities* yang terjadi.

(c) The tone correction factor ditambahkan terhadap tingkat kebisingan yang dirasakan untuk mendapatkan perbaikan nada *perceived noise levels* PNLT (k), di tiap-tiap satu setengah detik:

PNLT (k) = PNL (k) + C (k)

Nilai sesaat dari perbaikan nada yang dirasakan dari tingkat kebisingan didapat dan nilai maksimum, PNLTM, ditentukan.

(d) Faktor perbaikan durasi, D, dihitung dengan integrasi kurva dari perbaikan tingkat kebisingan terhadap waktu

(e) *Effective perceived noise level*, EPNL, dinyatakan dengan perhitungan aljabar dari maksimum tingkat dirasakan kebisingan nada-dikoreksi maksimum dan faktor perbaikan durasi:

EPNL = PNLTM + D

A36.4.2 *Perceived Noise Level*

A36.4.2.1. *Perceived noise levels*, PNL (k), harus dihitung dari tingkat tekanan sepertiga oktaf *Band sound pressure levels*, SPL (i, k) sebagai berikut:

(a) *Step 1*: Untuk setiap band oktaf dari 50 sampai 10.000 Hz, mengkonversi SPL (i, k) untuk *perceived noisiness* n (i, k), dengan menggunakan formulasi matematika dari *noy table* dalam bagian A36.4.7.

(b) *Step 2*: Kombinasikan *perceived noisiness*, n (i, k), yang ditentukan pada *Step* 1 dengan menggunakan rumus berikut:

$$N(k) = n(k) + 0.15\left\{\left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k)\right] - n(k)\right\}$$

$$= 0.85\, n(k) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)$$

Dimana n (k) adalah yang terbesar dari 24 nilai dari n (i, k) dan N (k) adalah total *perceived noisiness*.

(c) *Step 3*: Mengkonversi total *perceived noisiness*, N (k), yang ditentukan pada *Step* 2 ke level *perceived noisiness level*, PNL (k), dengan menggunakan rumus berikut:

$$PNL(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

A36.4.3 Koreksi Untuk *Spectral Irregularities*

A36.4.3.1. Kebisingan yang terjadi pada *Spectral Irregularities* (sebaga contoh, komponen frekuensi diskrit maksimum atau nada) harus disesuaikan dengan faktor koreksi C (k) dihitung sebagai berikut:

(a) *Step 1*: Setelah menerapkan koreksi yang ditentukan berdasarkan Bagian A36.3.9, dimulai dengan Sound Pressure Level di 80 Hz sepertiga *Band* oktaf (Band nomor 3), menghitung perubahan Sound Pressure Level (atau "*slopes*") di sisa dari *band* sepertiga oktaf sebagai berikut:

s (3, k) = tidak ada nilai

s (4, k) = SPL (4, k) -SPL (3, k)

s (i, k) = SPL (i, k) -SPL (i-1, k)

s (24, k) = SPL (24, k) -SPL (23, k)

(b) *Step 2*: Lingkari *Value of the slope*, s (i, k), dimana nilai absolut dari perubahan kemiringan lebih besar dari lima; yang mana:

$|\Delta s (i, k) = | s (i, k) - s (i-1, k) | > 5$

(c) *Step 3*:

(1) Jika nilai encircled *slope* s (i, k) adalah positif dan lebih besar dari aljabar *slope* s (i-1, k) mengelilingi SPL (i, k).

(2) Jika nilai encircled slope s (i, k) adalah nol atau negatif dan slope s (i-1, k) adalah positif, mengelilingi SPL (i-1, k).

(3) Untuk semua kasus lain, tidak ada nilai *Sound Pressure Level* yang akan encircled.

(d) *Step 4*: Hitung *Sound Pressure Level* yang disesuaikan baru SPL '(i, k) sebagai berikut:

(1) For tingkat *non-encircled* tekanan suara, mengatur *Sound Pressure Level* baru sama dengan *Sound Pressure Level* asli, SPL '(i, k) = SPL (i, k).

(2) Untuk encircled *Sound Pressure Level* dalam *band* 1 sampai 23 inklusif, mengatur *Sound Pressure Level* yang baru sama dengan rata-rata aritmatika dari Sound Pressure Level sebelum dan sesudahnya seperti yang ditunjukkan di bawah ini:

SPL '(i, k) = 1/2 [SPL (i-1, k) + SPL (i + 1, k)]

(3) Jika *Sound Pressure Level* pada pita frekuensi tertinggi (i = 24) *encircled*, mengatur *Sound Pressure Level* baru

dalam *band* yang sama dengan:
SPL '(24, k) = SPL (23, k) + s (23, k)

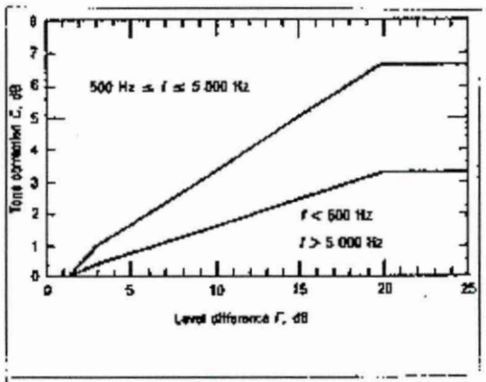
(e) *Step 5*: Menghitung kembali *slope* s '(i, k) yang baru, termasuk satu untuk band 25 imajiner, sebagai berikut:
s '(3, k) = s' (4, k) s '(4, k) = SPL' (4, k) -SPL '(3, k)
s '(i, k) = SPL' (i, k) -SPL '(i-1, k) s' (24, k) = SPL '(24, k) -SPL' (23, k)
s '(25, k) = s' (24, k)

(f) *Step 6*: Untuk i, dari 3 sampai 23, menghitung rata-rata aritmatika dari tiga *slope* yang berdekatan sebagai berikut:
s□(saya, *k*) = $^{1}/_{3}$[S '(i, k) + s' (i + 1, k) + s '(i + 2, k)]

(g) *Step 7*: Perhitungan tingkat akhir sepertiga oktaf-band *Sound Pressure Level*, SPL '(i, k), dengan mulai dari *band* nomor 3 dan melanjutkan band nomor 24 sebagai berikut:
SPL '(3, k) = SPL (3, k) SPL' (4, k) = SPL '(3, k) + s (3, k) SPL' (i, k) = SPL '(i-1 , k) + s (i-1, k) SPL '(24, k) = SPL' (23, k) + s (23, k)

(h) *Step 8*: Hitung perbedaan, F (i, k), antara *Sound Pressure Level* asli dan *background Sound Pressure Level* akhir sebagai berikut:
F (i, K) = SPL (i, k) -SPL '(i, k) dan catatan hanya nilai sama atau lebih besar dari 1,5.

(i) *Step 9*: Untuk setiap oktaf band sepertiga relevan (3 sampai 24), menentukan faktor-faktor nada koreksi dari *Sound Pressure Level* perbedaan F (i, k) dan Tabel A36-2.



Frequency f, Hz	Level difference F, dB	Tone correction C, dB
$50 \leq f < 500$	$1½^* \leq F < 3$ $3 \leq F < 20$ $20 \leq F$	$F/3 - ½$ $F/6$ $3½$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$1½^* \leq F < 3$ $3 \leq F < 20$ $20 \leq F$	$2F/3 - 1$ $F/3$ $6⅔$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$1½^* \leq F < 3$ $3 \leq F < 20$ $20 \leq F$	$F/3 - ½$ $F/6$ $3½$

* See Step 6, 4.3.1.

Table A36-2. Tone correction factor

(j) *Step 10*: Tentukan terbesar dari faktor nada koreksi, ditentukan pada Langkah 9, sebagai C (k). *Tone-corrected perceived noise levels* PNLT (k) harus ditentukan dengan menambahkan C (k) nilai-nilai ke yang sesuai PNL (k) nilai-nilai, yaitu:

PNLT (k) = PNL (k) + C (k)

Setiap i-th sepertiga *Band* oktaf, setiap kenaikan k-th waktu, dimana faktor nada koreksi diduga hasil dari sesuatu selain (atau di samping) nada yang sebenarnya (atau penyimpangan spektral selain pesawat kebisingan), analisis tambahan dapat dilakukan dengan menggunakan filter dengan *bandwidth* sempit dari sepertiga dari satu oktaf. Jika analisis *band* sempit menguatkan perkiraan tersebut, maka nilai direvisi untuk SPL *background Sound Pressure Level* '(i, k), dapat ditentukan dari analisis sempit dan digunakan untuk menghitung faktor nada koreksi yang direvisi untuk itu tertentu sepertiga band oktaf. Metode lain untuk mencegah koreksi *spurious tone* yang dapat disetujui.

A36.4.3.2. Prosedur koreksi tone akan mengurangi EPNL jika nada penting adalah dari frekuensi sedemikian rupa sehingga tercatat dalam dua band oktaf yang berdekatan. Pemohon harus menunjukkan bahwa :

(a) Tidak ada nada penting yang direkam dalam dua *band* oktaf yang berdekatan; atau

(b) Jika ada nada penting yang terjadi, koreksi nada telah disesuaikan dengan nilai yang telah dimiliki jika nada telah terekam secara penuh dalam sebuah band oktaf satu sepertiga.

A36.4.4 Maksimum *Tone-Corrected Perceived Noise Level*

A36.4.4.1. *The Maximum Tone-corrected Perceived Noise Level*, PNLTM, harus menjadi nilai yang dihitung maksimum *Tone-corrected perceived noise level PNLT(k).* Ini harus dihitung dengan menggunakan prosedur bagian A36.4.3. Untuk mendapatkan *satisfactory noise time history*, pengukuran harus dilakukan pada 0,5 interval waktu kedua.

Catatan 1: Gambar A36-2 adalah contoh dari *noise time history* di mana nilai maksimum jelas ditunjukkan.

Catatan 2: Dengan tidak adanya faktor nada koreksi, PNLTM akan sama PNLM.

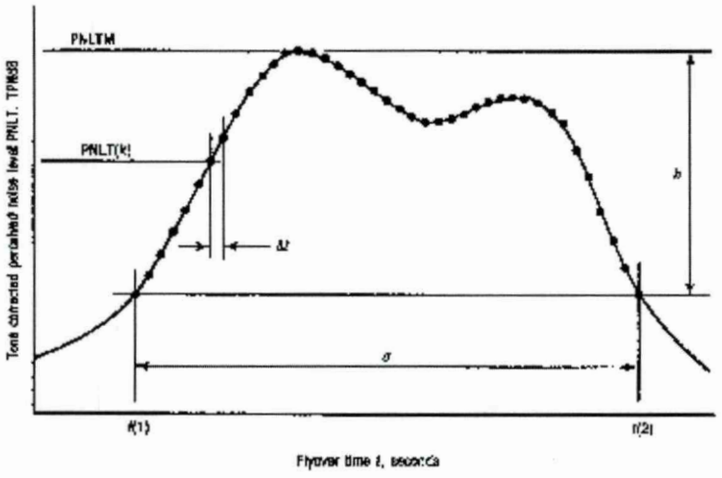


Figure A36-2. Example of perceived noise level corrected for tones as a function of aircraft flyover time

A36.4.4.2. Setelah nilai PNLTM diperoleh, frekuensi *band* untuk faktor nada koreksi terbesar diidentifikasi selama dua sebelumnya dan dua yang menggantikan 500 ms data sampel. Hal ini dilakukan untuk identitas kemungkinan nada penekanan pada PNLTM oleh sepertiga berbagi *band* oktaf nada itu. Jika nilai faktor nada koreksi C (k) untuk PNLTM kurang dari nilai rata-rata C (k) untuk lima interval waktu berturut-turut, nilai rata-rata C (k) harus digunakan untuk menghitung nilai baru untuk PNLTM.

A36.4.5 Durasi Koreksi

A36.4.5.1. Durasi faktor koreksi D ditentukan oleh teknik integrasi didefinisikan oleh:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilog} \frac{PNLT}{10} dt \right] - PNLTM$$

Dimana T adalah waktu normalisasi konstan, PNLTM adalah nilai maksimum dari PNLT, t (1) adalah titik pertama kalinya setelah yang PNLT menjadi lebih besar dari PNLTM-10, dan t (2) adalah titik waktu setelah PNLT sisa-sisa terus kurang dari PNLTM-10.

A36.4.5.2. Sejak PNLT dihitung dari nilai yang diukur dari *Sound Pressure Level* (SPL), tidak ada persamaan yang jelas untuk PNLT sebagai fungsi waktu. Akibatnya, persamaan harus ditulis ulang dengan tanda penjumlahan bukan sebuah tanda integral sebagai berikut:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t . \text{antilog} \frac{PNLT(k)}{10} \right] - PNLTM$$

Dimana Δt adalah panjang kelipatannya waktu yang sama yang PNLT (k) dihitung dan d merupakan interval waktu ke terdekat 0.5s selama PNLT (k) tetap lebih besar atau sama dengan PNLTM-10.

A36.4.5.3. Untuk mendapatkan sejarah yang *Perceived Noise Level* yang dirasakan menggunakan salah satu dari berikut:

(a) Setengah-waktu kedua interval untuk Δt; atau

(b) Interval waktu yang lebih singkat dengan batas dan konstanta disetujui.

A36.4.5.4. Berikut nilai untuk t dan Δt harus digunakan dalam menghitung D di persamaan yang diberikan dalam bagian A36.4.5.2: t = 10 s, dan Δt = 0.5s (atau pengambilan sampel interval waktu yang disetujui). Menggunakan nilai-nilai ini, persamaan untuk D menjadi:

$$D=10\log\left[\sum_{k=0}^{2d}\text{antilog}\frac{PNLT(k)}{10}\right]-PNLTM-13$$

Dimana d adalah durasi yang ditentukan oleh poin yang sesuai dengan nilai-nilai PNLTM-10.

A36.4.5.5. Jika dalam menggunakan prosedur yang diberikan dalam bagian A36.4.5.2, batas-batas PNLTM- 10 jatuh antara dihitung PNLT (k) nilai (*the usual case*), yang PNLT (k) nilai-nilai mendefinisikan batas-batas durasi Interval harus dipilih dari PNLT (k) nilai paling dekat dengan PNLTM-10. Pada saat kebisingan dengan lebih dari satu nilai puncak PNLT (k), batas yang berlaku harus dipilih untuk menghasilkan nilai yang mungkin terbesar untuk durasi waktu.

A36.4.6 *Perceived Noise Level* yang Efektif

Total efek subjektif dari kebisingan pesawat, ditunjukan dengan *effective percieved noise level*, EPNL, adalah sama dengan jumlah aljabar dari nilai *maximum value of the tone- corrected perceived noise level*, PNLTM, dan koreksi durasi D. yaitu :

EPNL = PNLTM + D

Dimana PNLTM dan D dihitung dengan menggunakan prosedur yang diberikan dalam bagian A36.4.2, A36.4.3, A36.4.4. dan A36.4.5.

A36.4.7 Matematika Formulasi *Noy Tabel*

A36.4.7.1. Hubungan antara *Sound Pressure Level* (SPL) dan logaritma dari *perceived noisiness* diilustrasikan dalam Gambar A36-3 dan Tabel A36-3.

A36.4.7.2. Dasar dari formulasi matematis adalah:

(a) Slope (M (b), M (c), M (d) dan M (e)) dari garis-garis lurus;

(b) Memotong (SPL (b) dan SPL (c)) dari garis-garis pada sumbu SPL; dan

(c) Koordinat diskontinuitas, SPL (a) dan log n (a); SPL (d) dan log n = -1,0; dan SPL (e) dan log n = log (0,3).

A36.4.7.3. Hitung nilai *noy* menggunakan persamaan berikut:

(a)

SPL ≥ SPL (a)

n = antilog {(c) [SPL-SPL (c)]}

(b)

SPL (b) ≤ SPL <SPL (a)

n = antilog {M (b) [SPL-SPL (b)]}

(c)

SPL (e) ≤ SPL <SPL (b)

n = 0,3 antilog {M (e) [SPL-SPL (e)]}

(d)

SPL (d) ≤ SPL <SPL (e)

n = 0,1 antilog {M (d) [SPL-SPL (d)]}

A36.4.7.4. Tabel A36-3 daftar nilai-nilai konstanta yang diperlukan untuk menghitung *perceived noisiness* sebagai fungsi dari Sound Pressure Level.

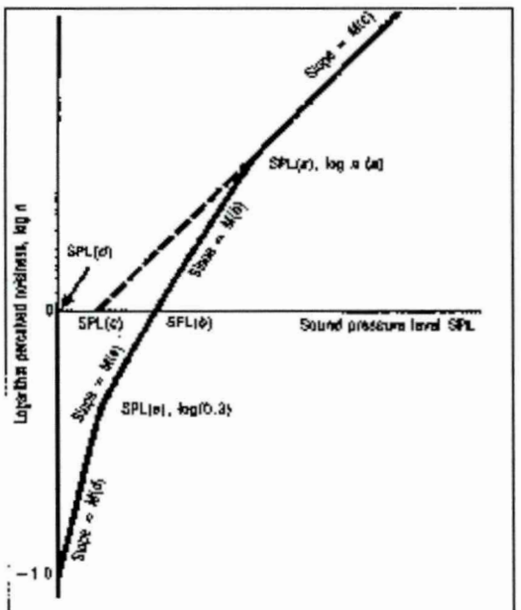


Figure A36-3. Perceived noisiness as a function of sound pressure level

BAND (*i*)	ISO BAND	*f* Hz	SPL(*a*)	SPL(*b*)	SPL(*c*)	SPL(*d*)	SPL(*e*)	*M*(*b*)	*M*(*c*)	*M*(*d*)	*M*(*e*)
1	17	50	91.0	64	52	49	55	0.043478	0.030103	0.079520	0.058098
2	18	63	85.9	60	51	44	51	0.040570	0.030103	0.068160	0.058098
3	19	80	87.3	56	49	39	46	0.036831	0.030103	0.068160	0.052288
4	20	100	79.0	53	47	34	42	0.036831	0.030103	0.059640	0.047534
5	21	125	79.8	51	46	30	39	0.035336	0.030103	0.053013	0.043573
6	22	160	76.0	48	45	27	36	0.033333	0.030103	0.053013	0.043573
7	23	200	74.0	46	43	24	33	0.033333	0.030103	0.053013	0.040221
8	24	250	74.9	44	42	21	30	0.032051	0.030103	0.053013	0.037349
9	25	315	94.6	42	41	18	27	0.030675	0.030103	0.053013	0.034859
10	26	400	∞	40	40	16	25	0.030103	NOT APPLICABLE	0.053013	0.034859
11	27	500	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
12	28	630	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
13	29	800	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
14	30	1 000	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
15	31	1 250	∞	38	38	15	23	0.030103		0.059640	0.034859
16	32	1 600	∞	34	34	12	21	0.029960		0.053013	0.040221
17	33	2 000	∞	32	32	9	18	0.029960		0.053013	0.037349
18	34	2 500	∞	30	30	5	15	0.029960		0.047712	0.034859
19	35	3 150	∞	29	29	4	14	0.029960		0.047712	0.034859
20	36	4 000	∞	29	29	5	14	0.029960		0.053013	0.034859
21	37	5 000	∞	30	30	6	15	0.029960		0.053013	0.034859
22	38	6 300	∞	31	31	10	17	0.029960	0.029960	0.068160	0.037349
23	39	8 000	44.3	37	34	17	23	0.042285	0.029960	0.079520	0.037349
24	40	10 000	50.7	41	37	21	29	0.042285	0.029960	0.059640	0.043573

Tabel A36-3 Constants untuk matematis dirumuskan nilai-nilai noy

A36.5 Pelaporan Data ke Ditjen Perhubungan Udara

A36.5.1 Umum.

A36.5.1.1. data yang mewakili pengukuran fisik dan data yang digunakan untuk melakukan koreksi pengukuran fisik harus dicatat dalam bentuk permanen disetujui dan ditambahkan ke catatan.

A36.5.1.2. Semua koreksi harus dilaporkan dan disetujui oleh Direktorat Jenderal, termasuk koreksi untuk pengukuran penyimpangan respon peralatan.

A36.5.1.3. Pemohon memungkinkan untuk diminta menyerahkan perkiraan kesalahan yang terjadi disetiap operasi yang digunakan dalam memperoleh data akhir.

A36.5.2 Sebuah Data

Pemohon dipersyaratkan menyampaikan laporan pemenuhan sertifikasi kebisingan *(Noise Certificate)* yang meliputi berikut ini.

A36.5.2.1. Pemohon harus hadir pada saat pengukuran dan *Sound Pressure Level* yang dikoreksi sepertiga *band* oktaf yang diperoleh dengan peralatan yang sesuai dengan standar yang dijelaskan dalam bagian A36.3 lampiran ini.

A36.5.2.2. Pemohon harus melaporkan pembuatan dan model peralatan yang digunakan untuk pengukuran dan analisis dari semua kinerja akustik dan data meteorologi.

A36.5.2.3. Pemohon harus melaporkan data lingkungan atmosfer berikut, yang diukur segera sebelum, sesudah, atau selama tes pada titik pengamatan yang ditentukan dalam bagian A36.2 lampiran ini.

(a) Suhu udara dan kelembaban relatif;
(b) Maximum, minimum dan rata-rata kecepatan angin; dan
(c) Pada tekanan atmospheric.

A36.5.2.4. Pemohon harus melaporkan kondisi topografi lokal, kondisi permukaan tanah, dan peristiwa yang mungkin mengganggu rekaman suara.

A36.5.2.5. Pemohon harus melaporkan berikut:

(a) Type, model dan nomor serial (jika ada) dari pesawat, mesin (s), atau baling-baling (s) (sebagaimana berlaku);
(b) Dimensi pesawat dan lokasi mesin;
(c) Berat kotor pesawat untuk setiap uji coba dan *Center of Gravity* untuk setiap seri dari uji coba;
(d) konfigurasi pesawat terbang seperti *flap, airbrakes* dan posisi *roda pendarat* untuk setiap uji coba;
(e) *Auxilary Power Unit* (APU), pada saat terpasang dan beroperasi untuk setiap uji coba;
(f) Status dari *pneumatic engine bleeds* dan *power take-off* untuk setiap uji coba;

(g) *Indicated airspeed* dalam satuan knot atau kilometer per jam untuk setiap uji coba;

(h) *Engine performance data*:

(1) untuk pesawat terbang bermesin jet: performa mesin gaya dorong bersih, suhu pada *exhaust, vane* atau *compressor shaft* kecepatan rotasi seperti yang ditentukan oleh instrumen pesawat dan data pabrik untuk setiap uji coba; dan

(2) untuk pesawat terbang bertenaga baling-baling: engine performance dalam hal *brake horsepower*; atau setara dengan *shaft horsepower*; atau torsi mesin dan kecepatan rotasi baling-baling; seperti yang ditetapkan dari instrumen pesawat dan data pabrik untuk setiap uji coba.

(i) Jalur penerbangan pesawat terbang dan *ground speed* selama setiap uji coba; dan

(j) Pemohon harus melaporkan apakah pesawat tersebut memiliki modifikasi atau *non-standard equipment* cenderung mempengaruhi karakteristik kebisingan pesawat. Direktorat Jenderal harus menyetujui setiap modifikasi tersebut atau *non-standard equipment.*

A36.5.3 Pelaporan Kondisi Referensi Proses Sertifikasi Kebisingan

A36.5.3.1. Pesawat terbang posisi dan data performa dan pengukuran kebisingan harus dikoreksi dengan kondisi referensi sertifikasi kebisingan ditentukan dalam bagian-bagian yang relevan dari Lampiran B dari bagian ini. pemohon harus melaporkan kondisi ini, termasuk parameter referensi, prosedur dan konfigurasi.

A36.5.4 Validitas Of results

A36.5.4.1. Tiga rata-rata referensi nilai EPNL dan *confidance level* 90 persen harus dihasilkan dari hasil tes dan dilaporkan. Setiap nilai tersebut menjadi rata-rata hitung dari pengukuran akustik yang disesuaikan untuk semua tes yang valid berjalan pada setiap titik pengukuran (*flyover, lateral, atau approach*). Jika lebih dari satu sistem pengukuran akustik digunakan pada setiap lokasi pengukuran tunggal, data yang dihasilkan untuk

setiap uji coba harus rata-rata sebagai pengukuran tunggal. Perhitungan harus dilakukan oleh:

(a) Perhitungan rata-rata aritmatika untuk setiap stage penerbangan menggunakan nilai dari setiap titik mikrofon; dan

(b) Perhitungan keseluruhan aritmatika rata-rata untuk setiap kondisi referensi (*flyover, lateral atau approach*) dengan menggunakan nilai-nilai dalam paragraf (a) dari bagian ini dan batas-batas keyakinan terkait 90 persen.

A36.5.4.2. Untuk masing-masing tiga poin pengukuran dalam sertifikasi, ukuran sampel minimum adalah enam. Ukuran sampel harus cukup besar untuk membangun statistik untuk masing-masing dari tiga tingkat sertifikasi rata kebisingan batas kepercayaan 90 persen tidak melebihi ± 1,5 EPNdB. Tidak ada hasil tes yang boleh dihilangkan dari proses rata-rata kecuali disetujui oleh Direktorat Jenderal.

A36.5.4.3. Rata-rata EPNL yang diperoleh dengan proses yang diuraikan dalam bagian A36.5.4.1 harus dalam kondisi dimana performa kebisingan pesawat yang dinilai terhadap kriteria sertifikasi kebisingan.

A36.6 (Dicadangkan)

A36.7 Suara Attenuation di Air

A36.6.7.1. Peredaman suara di atmosfer harus ditentukan sesuai dengan prosedur yang disajikan dalam bagian A36.7.2.

A36.6.7.2. Hubungan antara redaman suara, frekuensi, suhu, dan kelembaban ditetapkan oleh persamaan berikut.

A36.7.2 (a) Untuk perhitungan dengan menggunakan Sistem English Unit:

$$\alpha(i) = 10^{\left[2.05\log\left(f_0/1000\right)+6.33\times10^{-4}\theta-1.45325\right]} + \eta(\delta)\times10^{\left[\log\left(f_0\right)+4.6833\times10^{-3}\theta-2.4215\right]}$$

dan

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f(0)}}\,10^{\left(\log H - 1.97274664 + 2.288074\times10^{-2}\theta\right)} \times 10^{\left(-9.589\times10^{-5}\theta^2 + 3.0\times10^{-7}\theta^3\right)}$$

Dimana

η (δ) tercantum dalam Tabel A36-4 dan f0 pada Tabel A36-5;

α (i) adalah koefisien redaman dalam dB / 1000 ft;

Θ adalah suhu dalam ° F; dan

H adalah kelembaban relatif, ditetapkan sebagai persentase.

A36.7.2 (b) Untuk perhitungan dengan menggunakan Sistem Satuan Internasional (SI):

$$\alpha(i) = 10^{\left[2.05\log(f_0/1000) + 1.1394\times10^{-3}\theta - 1.916984\right]} + \eta(\delta)\times10^{\left[\log(f_0) + 8.42994\times10^{-3}\theta - 2.755624\right]}$$

dan

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}}\,10^{\left(\log H - 1.328924 + 3.179768\times10^{-2}\theta\right)} \times 10^{\left(-2.173716\times10^{-4}\theta^2 + 1.7496\times10^{-6}\theta^3\right)}$$

Dimana

η (δ) tercantum dalam Tabel A36-4 dan f0 pada Tabel A36-5;

α (i) adalah koefisien redaman dalam dB / 100 m; Θ adalah suhu dalam ° C; dan H adalah kelembaban relatif, ditetapkan sebagai persentase.

A36.6.7.3. Nilai-nilai yang tercantum dalam tabel A36-4 yang akan digunakan ketika menghitung persamaan yang tercantum dalam bagian A36.7.2. istilah interpolasi kuadrat akan digunakan jika diperlukan.

A36.8 [Dicadangkan]

Table A36-4. Values of $\eta(\delta)$

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0.00	0.000	2.50	0.450
0.25	0.315	2.80	0.400
0.50	0.700	3.00	0.370
0.60	0.840	3.30	0.330
0.70	0.930	3.60	0.300
0.80	0.975	4.15	0.260
0.90	0.996	4.15	0.245
1.00	1.000	4.80	0.230
1.10	0.970	5.25	0.220
1.20	0.900	5.70	0.210
1.30	0.840	6.05	0.205
1.50	0.750	6.50	0.200
1.70	0.670	7.00	0.200
2.00	0.570	10.00	0.200
2.30	0.495		

Table A36-5. Values of f_0

one-third octave center frequency	f_0 (Hz)	one third octave center frequency	f_0 (Hz)
50	50	800	800
63	63	1000	1000
80	80	1250	1250
100	100	1600	1600
125	125	2000	2000
160	160	2500	2500
200	200	3150	3150
250	250	4000	4000
315	315	5000	4500
400	400	6300	5600
500	500	8000	7100
630	630	10000	9000

A36.9 Penyesuaian Hasil *Airplane Flight Test*

A36.9.1. Pada saat uji sertifikasi tidak sesuai dengan referensi kondisi yang dipersyaratkan, pengaturan yang tepat harus dilakukan untuk pengukuran data kebisingan yang menggunakan metode yang dijelaskan dalam bagian ini.

A36.9.1.1. Penyesuaian nilai-nilai kebisingan yang diukur harus dibuat dengan menggunakan salah satu metode yang dijelaskan dalam bagian A36.9.3 dan A36.9.4 perbedaan dalam hal berikut:

(a) *Attenuation* dari kebisingan di sepanjang jalan sebagai dipengaruhi oleh "kuadrat terbalik" dan redaman atmosfer

(b) Duration dari kebisingan yang dipengaruhi oleh jarak dan kecepatan pesawat relatif terhadap titik pengukuran

(c) Sumber kebisingan dipancarkan oleh mesin yang dipengaruhi oleh perbedaan antara tes dan referensi kondisi operasi mesin

(d) Sumber kebisingan dari pesawat terbang/mesin yang dipengaruhi oleh perbedaan antara tes dan referensi kecepatan udara. Selain efek durasi, efek kecepatan udara pada sumber-sumber kebisingan komponen harus diperhitungkan sebagai berikut: untuk pesawat konfigurasi konvensional, ketika perbedaan antara tes dan referensi kecepatan yang sangat melebihi 15 knot (28 km / h) *true air speed*, data uji dan / atau analisis disetujui oleh Direktorat Jenderal harus digunakan untuk mengukur efek dari penyesuaian kecepatan udara pada tingkat yang dihasilkan pada saat sertifikasi kebisingan.

A36.9.1.2. "*Integrated*" metode penyesuaian, diuraikan dalam bagian A36.9.4, harus digunakan pada saat takeoff atau approach dengan ketentuan sebagai berikut:

(a) Pada saat jumlah penyesuaian (dengan menggunakan metode "disederhanakan") lebih besar dari 8 dB pada flyover, atau 4 dB pada approach; atau

(b) When dihasilkan nilai EPNL final di flyover atau approach (menggunakan metode disederhanakan) adalah dalam 1 dB dari level kebisingan membatasi seperti yang ditentukan dalam bagian B36.5 dari bagian ini.

A36.9.2 Profil Penerbangan

Selanjutnya dijelaskan di bawah, profil penerbangan untuk kedua kondisi pengujian dan referensi yang didefinisikan oleh geometri relatif terhadap tanah, bersama-sama dengan

kecepatan pesawat relatif terhadap permukaan tanah, dan parameter mesin terkait kinerja noise (s) yang digunakan untuk menentukan emisi kebisingan pesawat terbang.

A36.9.2.1. *Takeoff* profile.

Catatan: Gambar A36-4 menggambarkan profil *takeoff* profile.

(a) Pesawat mulai *takeoff* roll pada titik A, *lift off* di titik B dan *first climb* pada sudut konstan pada titik C. Dimana *thrust* atau power (yang sesuai) *cut-back* digunakan, itu dimulai di titik D dan selesai pada titik E. dari sini, pesawat mulai *second climb* pada sudut konstan sampai ke titik F, akhir sertifikasi kebisingan jalur penerbangan take off .

(b) Position K1 adalah posisi pengukuran kebisingan *takeoff* dan AK1 adalah jarak dari awal *roll* ke titik *flyover* pengukuran. Posisi K2 adalah lateral posisi pengukuran kebisingan, yang terletak di garis sejajar dengan, dan jarak tertentu dari, garis landasan pacu pusat di mana level kebisingan saat *takeoff* adalah terbesar.

(c) Jarak AF adalah jarak di mana posisi pesawat diukur dan disinkronkan dengan pengukuran kebisingan, seperti yang dipersyaratkan oleh bagian A36.2.3.2 dari bagian ini.

A36.9.2.2. *Approach Profile.*

Catatan: Gambar A36-5 menggambarkan profil *typical approach.*

(a) Pesawat memulai sertifikasi kebisingan *typical approach* pada jalur penerbangan pada titik G dan mendarat di landasan pacu pada titik J, pada jarak OJ dari *runway threshold.*

(b) Position K3 adalah posisi pengukuran kebisingan *approach* dan K3O adalah jarak dari approach kebisingan titik pengukuran ke *runway threshold.*

(c) Jarak GI adalah jarak di mana posisi pesawat diukur dan disinkronkan dengan pengukuran kebisingan, seperti yang dipersyaratkan oleh bagian A36.2.3.2 dari bagian ini.

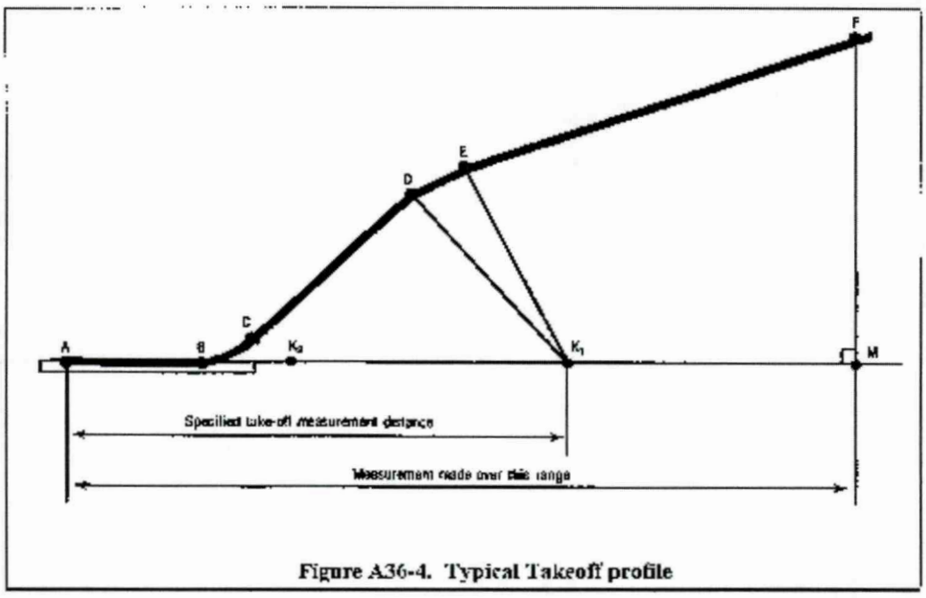


Figure A36-4. Typical Takeoff profile

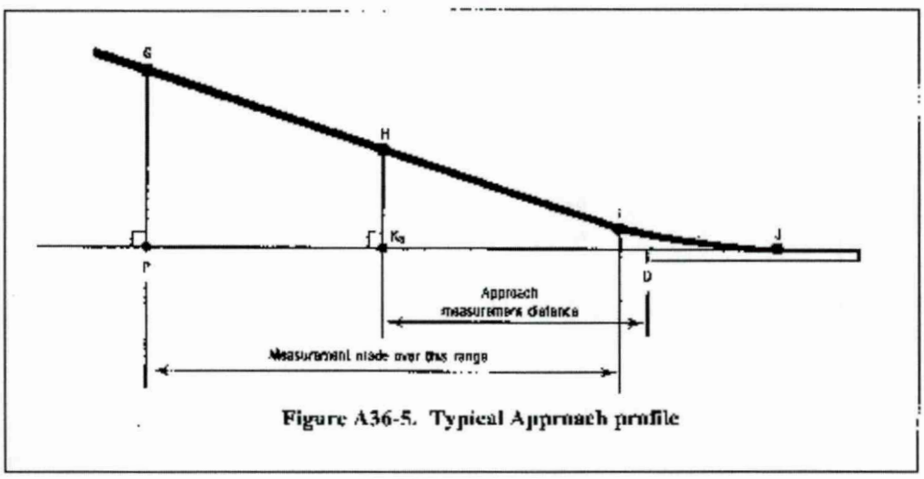


Figure A36-5. Typical Approach profile

Titik acuan pesawat untuk posisi pengukuran kebisingan *approach* adalah *instrument landing system* (ILS) antena. Jika tidak ada antena ILS dipasang titik referensi alternatif harus disetujui oleh Direktorat Jenderal.

A36.9.3 Cara Sederhana Penyesuaian

A36.9.3.1. Umum. Seperti dijelaskan di bawah, metode penyesuaian sederhana terdiri dari menerapkan penyesuaian (dengan EPNL, yang dihitung dari data diukur) untuk perbedaan antara kondisi diukur dan referensi pada saat PNLTM.

A36.9.3.2.1. Penyesuaian PNL dan PNLT.

(a) Bagian dari jalur penerbangan uji dan jalur penerbangan referensi dijelaskan di bawah, dan digambarkan dalam Gambar A36-6, termasuk *noise time history* yang relevan dengan perhitungan *flyover* dan *approach* EPNL. Pada gambar A36-6:

(1) XY merupakan bagian dari jalur penerbangan diukur yang mencakup *noise time history* yang relevan dengan perhitungan *flyover* dan *approach* EPNL; XrYr merupakan bagian yang sesuai dari jalur penerbangan referensi.

(2) Q mewakili posisi pesawat pada jalur penerbangan yang diukur di mana suara itu dipancarkan dan diamati sebagai PNLTM di posisi pengukuran kebisingan K. Qr adalah posisi yang sesuai pada referensi jalur penerbangan, dan Kr referensi stasiun pengukur. QK dan QrKr yang masing-masing diukur

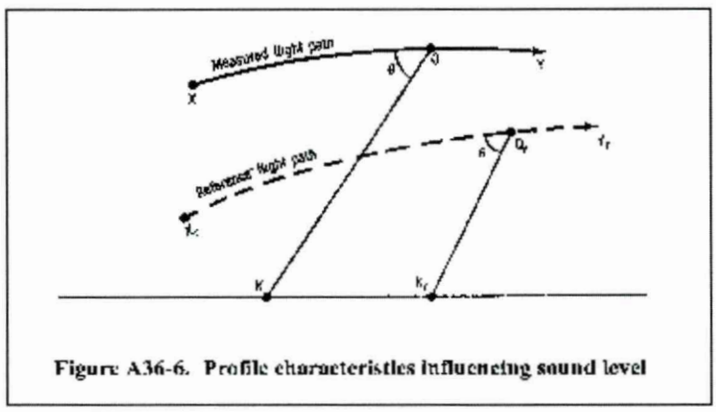


Figure A36-6. Profile characteristics influencing sound level

dan jalur propagasi referensi kebisingan, Qr ditentukan dari asumsi bahwa QK dan QrKr membentuk Θ sudut yang sama dengan jalur penerbangan masing-masing.

(b) Bagian dari jalur penerbangan uji dan jalur penerbangan referensi dimaksud pada paragraf (b) (1) dan (2), dan diilustrasikan pada Gambar A36-7 (a) dan (b), termasuk *noise time history* yang relevan dengan perhitungan *lateral* EPNL.

(1) Dalam gambar A36-7 (a), XY merupakan bagian dari jalur penerbangan diukur yang mencakup *noise time*

history yang relevan dengan perhitungan lateral EPNL; pada gambar A36-7 (b), XrYr merupakan bagian yang sesuai dari jalur penerbangan referensi.

(2) Q mewakili posisi pesawat pada jalur penerbangan yang diukur di mana suara itu dipancarkan dan diamati sebagai PNLTM di posisi pengukuran kebisingan K. Qr adalah posisi yang sesuai pada referensi jalur penerbangan, dan Kr referensi stasiun pengukur. QK dan QrKr masing-masing adalah, diukur dan referensi jalur propagasi suara. Dalam hal ini Kr hanya ditetapkan sebagai berada di garis Lateral tertentu; Oleh karena itu kr dan Qr ditentukan dari asumsi yang QK dan QrKr:

(i) Untuk m sudut yang sama Θ dengan jalur penerbangan masing-masing; dan

(ii) Untuk m ψ sudut yang sama dengan permukaan tanah.

Catatan: Untuk pengukuran kebisingan lateral, propagasi suara dipengaruhi tidak hanya oleh kuadrat terbalik dan redaman atmosfer, tetapi juga oleh efek penyerapan tanah dan refleksi yang tergantung terutama pada ψ sudut.

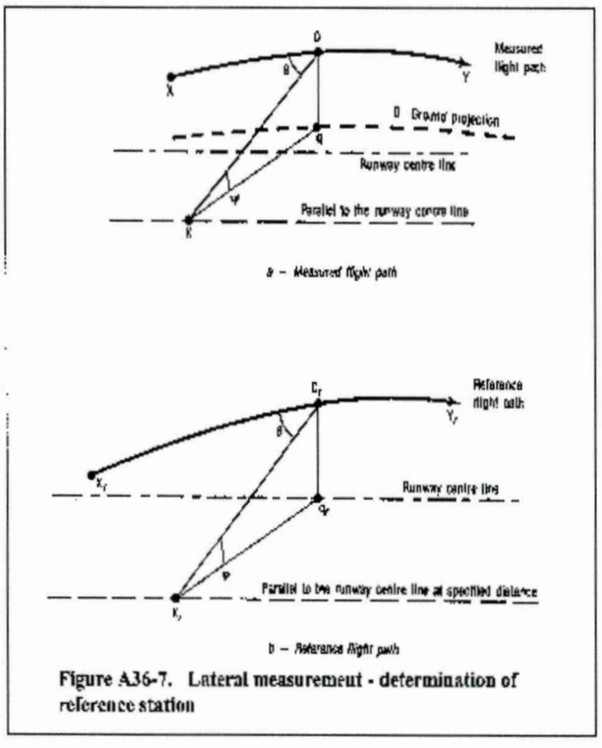


Figure A36-7. Lateral measurement - determination of reference station

A36.9.3.2.2. Tingkat sepertiga *Band* oktaf SPL (i) yang terdiri dari PNL (yang PNL pada saat PNLTM diamati pada K) harus disesuaikan dengan tingkat referensi SPL (i) r sebagai berikut:

A36.9.3.2.(a). Untuk perhitungan dengan menggunakan Sistem English Unit:

SPLR (i) r = SPL (i) 0,001 [α (i) -α (i) 0] QK
+0.001α (i) 0 (QK-QrKr)
+20log (QK / QrKr)
Dalam ungkapan ini,

(1) Istilah 0,001 [α (i) -α (i) 0] QK adalah penyesuaian untuk efek dari perubahan koefisien redaman suara, dan α (i) dan α (i) 0 adalah koefisien untuk ujian dan referensi atmosfer kondisi masing-masing, ditentukan berdasarkan Bagian A36.7 dari lampiran ini;

(2) Istilah 0.001α (i) 0 (QK - QrKr) adalah penyesuaian untuk efek dari perubahan dipropagasi suara panjang jalan pada redaman suara;

(3) Istilah 20 log (QK / QrKr) adalah penyesuaian untuk efek dari perubahan dalam propagasi suara panjang jalur karena hukum "kuadrat terbalik";

(4) QK dan QrKr diukur dalam *feet* dan α (i) dan α (i) 0 ditetapkan dalam dB / 1000 ft A36.9.3.2.1 (b) Untuk perhitungan dengan menggunakan Sistem Satuan Internasional:. SPL (i) r = SPL (i) 0,01 [α (i) -α (i) 0] QK +0.01α (i) 0 (QK - QrKr)+20 log (QK / QrKr)

Dalam ungkapan ini,

(1) Istilah 0,01 [α (i) - α (i) 0] QK adalah penyesuaian untuk efek dari perubahan koefisien redaman suara, dan α (i) dan α (i) 0 adalah koefisien untuk ujian dan referensi atmosfer kondisi masing-masing, ditentukan berdasarkan Bagian A36.7 dari lampiran ini;

(2) Istilah 0.01α (i) 0 (QK - QrKr) adalah penyesuaian untuk efek dari perubahan dipropagasi suara panjang jalan

pada redaman suara;

(3) Istilah 20 log (QK / QrKr) adalah penyesuaian untuk efek dari perubahan dalam propagasi suara panjang jalur karena hukum kuadrat terbalik;

(4) QK dan QrKr diukur dalam meter dan α (i) dan α (i) 0 ditetapkan dalam dB / 100 m.

A36.9.3.2.1.1. PNLT Koreksi.

(a) Konfersi nilai-nilai dikoreksi, SPLR (i), untuk PNLTR;

(b) Kalkulasi yang Δ1 istilah koreksi menggunakan persamaan berikut: Δ1 = PNLTR – PNLTM

A36.9.3.2.1.2. A36.9.3.2.1.2 Tambah Δ1 *arithmetically* ke EPNL dihitung dari data yang diukur.

A36.9.3.2.3. Jika, selama penerbangan uji, beberapa nilai-nilai puncak PNLT yang berada dalam 2 dB dari PNLTM diamati, prosedur yang ditetapkan dalam bagian A36.9.3.2.1 harus diterapkan pada setiap puncak, dan istilah penyesuaian, dihitung menurut bagian A36.9.3.2.1, harus ditambahkan ke masing-masing puncak untuk memberikan yang sesuai nilai-nilai puncak disesuaikan dari PNLT. Jika nilai-nilai puncak melebihi nilai pada saat PNLTM, nilai maksimum terlampaui tersebut harus ditambahkan sebagai penyesuaian lebih lanjut untuk EPNL dihitung dari data yang diukur.

A36.9.3.2.4. Penyesuaian koreksi durasi.

A36.9.3.3.1. Setiap pengukuran pada jalur penerbangan dan / atau *ground velocities* pada pengujian yang berbeda dari jalur penerbangan referensi dan / atau *ground velocity* kondisi referensi, penyesuaian durasi harus diterapkan pada nilai-nilai EPNL dihitung dari diukur data. Penyesuaian harus dihitung seperti yang dijelaskan di bawah ini.

A36.9.3.3.2. Untuk jalur penerbangan yang ditunjukkan pada Gambar A36-6, istilah penyesuaian

dihitung sebagai berikut:

2 = -7,5 log (QK / QrKr) 10 log (VG / VGR)

(a) Tambahkan Δ2 deret hitung ke EPNL dihitung dari data yang diukur.

A36.9.3.3.3. Sumber kebisingan penyesuaian.

A36.9.3.4.1. Untuk menjelaskan perbedaan antara parameter yang mempengaruhi suara mesin yang diukur dalam uji sertifikasi, dan mereka dihitung atau ditentukan dalam kondisi referensi, sumber penyesuaian suara harus dihitung dan diterapkan. Penyesuaian ditentukan dari data pabrikan yang disetujui oleh Direktorat Jenderal. Data yang biasa digunakan untuk penyesuaian ini diilustrasikan dalam Gambar A36-8 yang menunjukkan kurva dari EPNL versus suara mesin kinerja parameter μ, dengan data EPNL yang dikoreksi untuk semua kondisi lain yang relevan referensi (massa pesawat, kecepatan dan ketinggian, suhu udara) dan untuk perbedaan suara antara mesin uji dan mesin rata-rata (sebagaimana didefinisikan dalam bagian B36.7 (b) (7)).

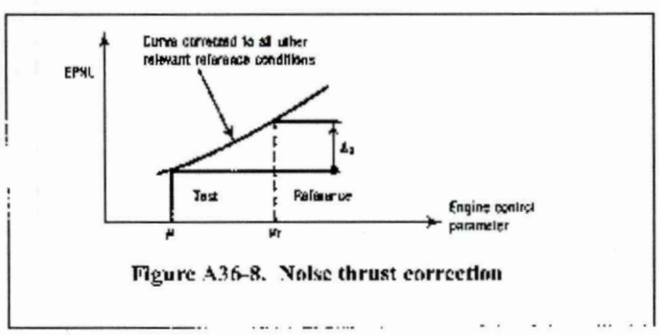


Figure A36-8. Noise thrust correction

A36.9.3.4.2. Perhitungan penyesuaian Δ3 dengan mengurangkan nilai EPNL sesuai dengan parameter μ dari nilai EPNL sesuai dengan μr parameter. Menambahkan Δ3 *arithmetically* dengan nilai EPNL dihitung dari data yang diukur.

A36.9.3.5. penyesuaian simetri.

A36.9.3.5.1 Penyesuaian simetri untuk setiap nilai kebisingan lateral (ditentukan pada bagian B36.4 (b) pengukuran poin), harus dibuat sebagai berikut:

(a) Jika titik pengukuran simetris adalah sebaliknya titik di mana level kebisingan tertinggi diperoleh pada garis pengukuran lateral yang utama, tingkat sertifikasi kebisingan mean aritmetik dari level kebisingan diukur pada dua titik (lihat Gambar A36-9 (a)) ;

(b) Jika kondisi yang dijelaskan dalam paragraf (a) dari bagian ini tidak terpenuhi, maka diasumsikan bahwa variasi suara dengan ketinggian pesawat adalah sama di kedua sisi; ada perbedaan konstan antara garis kebisingan dibandingkan ketinggian di kedua sisi (lihat gambar A36-9 (b)). Tingkat sertifikasi kebisingan adalah nilai maksimum rata-rata antara garis-garis ini.

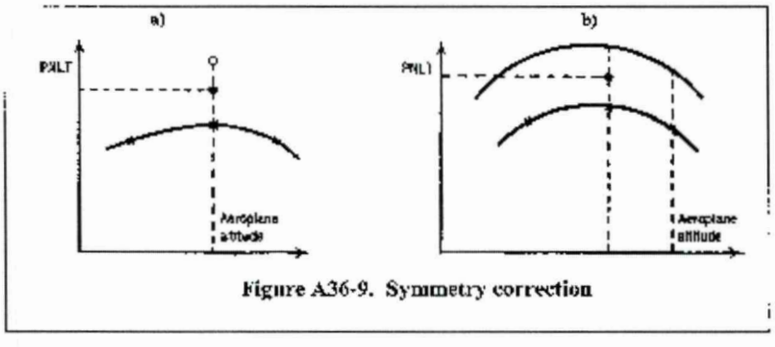


Figure A36-9. Symmetry correction

36.9.4 Metode Integrasi Penyesuaian

A36.9.4.1 Umum. Seperti dijelaskan dalam bagian ini, metode penyesuaian terintegrasi terdiri dari penghitungan ulang pada kondisi titik referensi *noise time history* PNLT sesuai dengan poin yang diukur diperoleh selama tes, dan komputasi EPNL langsung bagi *noise time history* yang baru diperoleh dengan cara ini. Prinsip-prinsip utama yang dijelaskan di bagian A36.9.4.2 melalui A36.9.4.4.1.

A36.9.4.2 perhitungan PNLT.

(a) Bagian dari jalur penerbangan uji dan jalur penerbangan referensi dimaksud pada paragraf (a) (1) dan (2), dan diilustrasikan pada Gambar A36-10, termasuk *noise time*

history yang relevan dengan perhitungan *flyover dan approach* EPNL . Pada gambar A36-10:

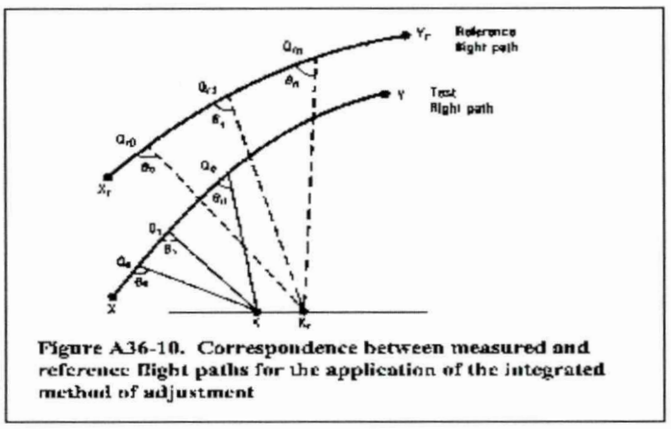


Figure A36-10. Correspondence between measured and reference flight paths for the application of the integrated method of adjustment

(1) XY merupakan bagian dari jalur penerbangan yang diukur mencakup *noise time history* yang relevan dengan perhitungan *flyover* dan *approach* EPNL; XrYr merupakan jalur penerbangan referensi yang sesuai.

(2) Titik Q0, Q1, Qn mewakili posisi pesawat pada jalur penerbangan yang diukur pada waktu t0, t1 dan tn masing-masing. Titik Q1 adalah titik di mana suara itu dipancarkan dan diamati sebagai nilai-nilai oktaf SPL (i) 1 di posisi pengukuran kebisingan K pada waktu t1. Titik Qr1 merupakan posisi yang sesuai pada jalur penerbangan referensi untuk suara diamati sebagai SPL (i) r1 di stasiun pengukur referensi Kr saat tr1. Q1K dan Qr1Kr adalah masing-masing jalur propagasi diukur dan referensi kebisingan, yang dalam setiap kasus membentuk Θ1 sudut dengan jalur penerbangan masing-masing. Qr0 dan QRN sama-sama titik-titik pada jalur penerbangan referensi yang sesuai dengan Q0 dan Qn pada jalur penerbangan yang diukur. Q0 dan Qn dipilih sehingga antara Qr0 dan QRN semua nilai PNLTr (dihitung seperti yang dijelaskan dalam paragraf A36.9.4.2.2 dan A36.9.4.2.

(b) Bagian dari jalur penerbangan uji dan jalur penerbangan referensi dimaksud pada paragraf (b) (1) dan (2), dan diilustrasikan pada Gambar A36-11 (a) dan (b), termasuk

noise time history yang relevan dengan perhitungan lateral EPNL.

(1) Dalam gambar A36-11 (a) XY merupakan bagian dari jalur penerbangan diukur yang mencakup *noise time history* yang relevan dengan perhitungan lateral EPNL; pada gambar A36-11 (b), XrYr merupakan bagian yang sesuai dari jalur penerbangan referensi.

(2) Titik Q0, Q1 dan Qn mewakili posisi pesawat pada jalur penerbangan yang diukur pada waktu t0, t1 dan tn masing-masing. Titik Q1 adalah titik di mana suara itu dipancarkan dan diamati sebagai nilai-nilai oktaf SPL (i) 1 di posisi pengukuran kebisingan K pada waktu t1. Titik Qr1 merupakan posisi yang sesuai pada jalur penerbangan referensi untuk suara diamati sebagai SPL (i) r1 di stasiun pengukur Kr saat tr1. Q1K dan Qr1Kr adalah masing-masing diukur dan referensi jalur propagasi suara. Qr0 dan QRN sama-sama titik-titik pada jalur penerbangan referensi yang sesuai dengan Q0 dan Qn pada jalur penerbangan yang diukur.

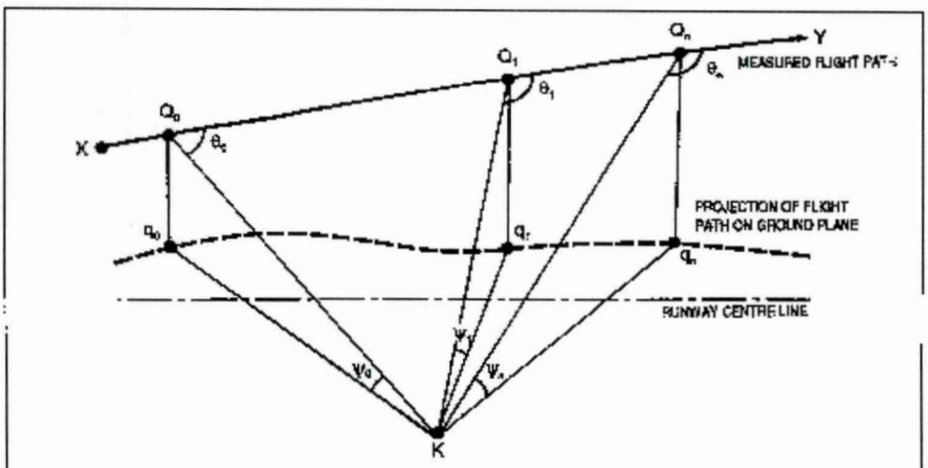


Figure A36-11(a). Measured flight path

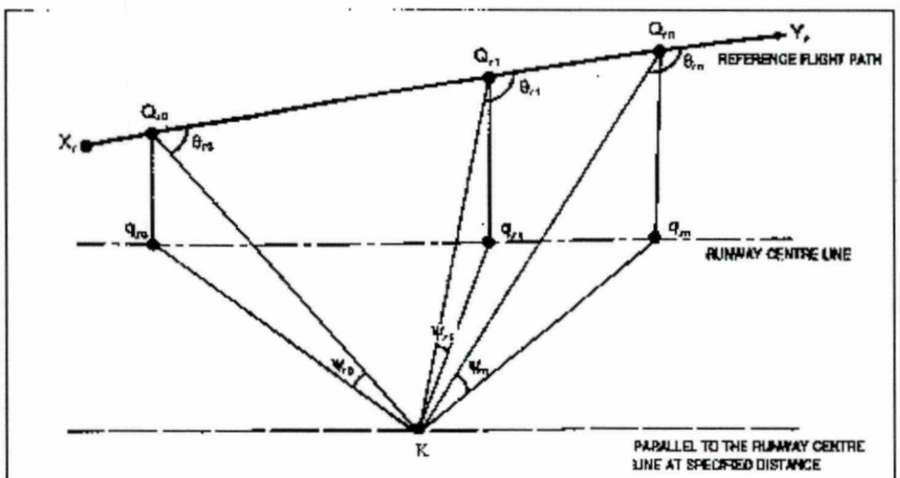


Figure A36-11(b). Reference flight path

Q0 dan Qn dipilih untuk bahwa antara Qro dan QRN semua nilai PNLTR (dihitung seperti yang dijelaskan dalam paragraf A36.9.4.2.2 dan A36.9.4.2.3) dalam waktu 10 dB dari nilai puncak disertakan. Dalam hal ini Kr hanya ditentukan sebagai pada garis rusuk tertentu. Posisi Kr dan Qr1 ditentukan dari persyaratan sebagai berikut.

i) Q1K dan Qr1Kr membentuk Θ1 sudut yang sama dengan jalur penerbangan masing-masing; dan

ii) Perbedaan antara sudut 1 dan r1 harus diminimalkan dengan menggunakan metode,

disetujui oleh Direktorat Jenderal. Perbedaan antara sudut diminimalkan karena, untuk alasan geometris, umumnya tidak mungkin untuk memilih Kr sehingga kondisi dimaksud pada paragraf A36.9.4.2 (b) (2) (i) terpenuhi sementara pada saat yang sama menjaga 1 dan R1 sama.

Catatan: Untuk pengukuran kebisingan lateral, propagasi suara dipengaruhi tidak hanya oleh "kuadrat terbalik" dan redaman atmosfer, tetapi juga oleh efek penyerapan tanah dan refleksi yang tergantung terutama pada sudut.

A36.9.4.2.1 Dalam paragraf A36.9.4.2 (a) (2) dan (b) (2) waktu tr1 ini nantinya (untuk Qr1Kr> Q1K) dari t1 oleh dua jumlah yang terpisah:

(1) waktu yang dibutuhkan untuk pesawat untuk perjalanan jarak Qr1Qr0 pada kecepatan Vr kurang waktu yang dibutuhkan untuk itu untuk Q1Q0 perjalanan pada V;
(2) waktu yang dibutuhkan untuk suara untuk perjalanan jarak Qr1Kr-Q1K.

Catatan: Untuk jalur penerbangan dijelaskan dalam paragraf A36.9.4.2 (a) dan (b), penggunaan *thrust or power cut-back* akan menghasilkan tes dan penerbangan referensi jalur *thrust or power* dan pada *cut-back thrust or power.* Dimana wilayah transient antara *thrust or power* tingkat ini mempengaruhi hasil akhir, interpolasi harus dibuat antara mereka dengan metode yang disetujui seperti yang diberikan.

A36.9.4.2.2 nilai-nilai yang diukur dari SPL (i) 1 harus disesuaikan dengan nilai-nilai referensi SPL (i) r1 untuk menjelaskan perbedaan antara diukur dan jalur referensi kebisingan panjang dan antara kondisi atmosfer diukur dan referensi, menggunakan metode bagian A36.9.3.2.1 lampiran ini. Sebuah nilai yang sesuai dari PNLR1 harus dihitung

menurut metode dalam bagian A36.4.2. Nilai-nilai PNLR harus dihitung untuk kali t0 melalui tn.

A36.9.4.2.3 Untuk setiap nilai PNLR1, nada koreksi faktor C1 harus ditentukan dengan menganalisis nilai-nilai referensi SPL (i) r menggunakan metode bagian A36.4.3 lampiran ini, dan ditambahkan ke PNLR1 untuk menghasilkan PNLTR1. Menggunakan proses yang dijelaskan dalam paragraf ini, nilai-nilai PNLTR harus dihitung untuk kali t0 melalui tn.

A36.9.4.3 Durasi koreksi.

A36.9.4.3.1 Nilai-nilai PNLTR yang berhubungan dengan PNLT pada setiap interval satu setengah detik harus diplot terhadap waktu (PNLTR1 saat TR1). Koreksi Durasi kemudian harus ditentukan dengan menggunakan metode bagian A36.4.5.1 lampiran ini, untuk menghasilkan EPNLR.

A36.9.4.4 Sumber Penyesuaian Kebisingan

A36.9.4.4.1 Penyesuaian sumber kebisingan, Δ3, harus ditentukan dengan menggunakan metode bagian A36.9.3.4 lampiran ini.

position	Deskripsi
A.....	Memulai Takeoff roll.
B	Mengangkat (Lift-off)
C	Memulai pendakian konstan pertama.
D	Memulai pengurangan daya dorong.
E	Memulai pendakian konstan kedua.
F	Akhir jalur pernerbangan untuk takeoff sertifikasi kebisingan
G	Memulai jalur pernerbangan untuk approach sertifikasi kebisingan
H	posis pada jalur Approach langsung diatas stasiun pengukuran kebisingan.
I	Mulai level-off.
J	Mendarat.

K	titik pengukuran kebisingan.
Kr	titik pengukuran referensi.
K1	Flyover pengukuran titik kebisingan .
K2	Lateral kebisingan titik pengukuran.
K3	titik approach pengukuran kebisingan .
M	Akhir jalur approach Takeoff sertifikasi kebisingan
O	Threshold Approach ujung landasan.
P	Memulai Approach sertifikasi kebisingan flight track.
Q	position pada penerbangan Takeoff diukur sesuai dengan PNLTM Pada stasiun K Lihat bagian A36.9.3.2.
Qr	position pada penerbangan Takeoff dikoreksi sesuai dengan PNLTM di station K. Lihat bagian A36.9.3.2.
V	tes kecepatan pesawat.
Vr	referensi kecepatan pesawat.

A36.9.6 Jarak Jalur Penerbangan

distance	unit	Berarti
AB	feet (Meter)	Panjang Jalur lepas landas. Jarak sepanjang landasan antara awal lepas landas dan posisi menangkat.
AK	feet (Meter)	Jarak pengukuran lepas landas. Jarak dari ketika memulai jalan lepas landas sampai stasiun pengukuran kebisingan sepanjang jalur perpanjangan landas pacu.

AM	feet (Meter)	Jarak jalur penerbangan lepas landas. Jarak dari awal lepas landas hingga posisi jalur penerbangan disepanjang garis tengah yang diperpanjang dari landasan dimana posisi pesawat tidak perlu lagi direkam.
QK	feet (Meter)	Mengukur kebisingan jalan. *distance* dari *measured airplane position* Q ke stasiun K.
QrKr	feet (Meter)	Acuan jalur kebisingan. Jarak acuan dari posisi pesawat Qr ke stasiun Kr.
K3H	feet (Meter)	Ketinggian pendekatan Pesawat. Ketinggian Pesawat mendekati stasiun pengukuran.
OK3	feet (Meter)	Jakar pengukuran pendekatan (approach). Jarak dari ambang landasan pacu menuju stasiun pengukuran pendekatan (approach) disepanjang garis tengah landasan pacu yang diperpanjang.

OP	Feet (Meter)	Jarak pendekatan jalur penerbangan. Jarak dari ambang landasan pacu menuju posisi pendekatan jalur penerbangan di sepanjang garis tengah landasan pacu yang diperpanjang dimana posisi Pesawat tidak perlu lagi direkam.

LAMPIRAN B - LEVEL KEBISINGAN UNTUK PESAWAT KATEGORI TRANSPORT DAN JET BERDASARKAN BUTIR 36.103

B36.1 Pengukuran Kebisingan dan Evaluasi

(a) Prosedur Lampiran A dari bagian ini, atau prosedur yang disetujui, harus digunakan untuk menentukan level kebisingan dari pesawat terbang. level kebisingan ini harus digunakan untuk menunjukkan pemenuhan dengan persyaratan lampiran ini.

(b) Untuk *Stage 4 airplanes*, alternatif yang dapat diterima untuk pengukuran kebisingan dan evaluasi Lampiran 2 *to the International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 16, Environmental Protection, Volume I, Amendment 12, effective 1 January 2018.*

B36.2 Evaluasi Kebisingan Metric

Evaluasi kebisingan metrik adalah *effective percieved noise level* ditetapkan dalam EPNdB, yang dihitung dengan menggunakan prosedur lampiran A dari bagian ini.

B36.3 Referensi Poin Pengukuran Kebisingan

Saat diuji menggunakan prosedur bagian ini, kecuali seperti yang diberikan dalam bagian B36.6, pesawat terbang tidak dapat melebihi level kebisingan yang ditentukan dalam bagian B36.5 pada titik-titik berikut di medan tingkat:

(a) *Lateral full-power* referensi pengukuran kebisingan titik:

(1) Untuk pesawat jet: Titik pada garis sejajar dengan dan 1.476 *feet* (450 m) dari tengah landasan pacu, atau diperpanjang tengah, di mana level kebisingan setelah *lift-off* berada pada maksimum saat *take off*. Untuk tujuan menampilkan sesuai dengan batas Stage 1 atau Stage 2 suara untuk sebuah pesawat didukung oleh lebih dari tiga mesin jet, jarak dari tengah landasan pacu harus 0,35 mil laut (648 m). Untuk pesawat jet, jika disetujui oleh Direktorat Jenderal, lateral kebisingan maksimum di dorong takeoff dapat diasumsikan terjadi pada titik (atau setara yang disetujui) sepanjang garis

tengah diperpanjang landasan pacu di mana pesawat mencapai 984 feet (300 meter) ketinggian di atas lantai dasar. Sebuah ketinggian 1427 feet (435 meter) dapat diasumsikan untuk Stage 1 atau Stage 2 airplanes terbang empat mesin. Ketinggian pesawat saat melintas poin pengukuran kebisingan harus berada dalam 328 ke -164 feet (100 ke -50 meter) dari ketinggian sasaran. Untuk pesawat terbang didukung oleh selain mesin jet, ketinggian untuk kebisingan lateral yang maksimal harus ditentukan secara eksperimental.

(2) Untuk pesawat terbang *propeller driven*: Titik pada garis tengah diperpanjang landasan pacu di atas yang pesawat, pada *full takeoff power*, mencapai ketinggian 2.133 feet (650 meter). Untuk tes yang dilakukan sebelum 7 Agustus 2002, pemohon dapat menggunakan titik pengukuran ditentukan dalam bagian B36.3 (a) (1) sebagai alternatif.

(b) *Flyover* referensi titik pengukuran kebisingan: Titik pada garis tengah diperpanjang landasan pacu yang 21.325 feet (6.500 m) dari awal *takeoff roll*;

(c) Sebuah referensi pengukuran kebisingan titik *approach*: Titik pada garis tengah diperpanjang landasan pacu yang 6562 feet (2.000 m) dari *runway threshold*. Pada tingkat dasar, ini sesuai dengan posisi yang 394 feet (120 m) secara vertikal di bawah jalur keturunan 3 °, yang berasal pada suatu titik di landasan pacu 984 feet (300 m) di luar *threshold*.

B36.4 Poin Uji Pengukuran Kebisingan

(a) Jika titik-titik pengukuran uji kebisingan tidak terletak pada titik-titik referensi pengukuran kebisingan, koreksi untuk perbedaan dalam posisi harus dibuat menggunakan prosedur penyesuaian sama dengan perbedaan antara tes dan penerbangan referensi jalur.

(b) pemohon harus menggunakan jumlah yang memadai lateral titik pengukuran uji kebisingan untuk menunjukkan kepada

Direktorat Jenderal bahwa level kebisingan maksimum pada garis lateral yang sesuai telah ditentukan. Untuk pesawat jet, pengukuran simultan harus dilakukan pada satu titik pengukuran uji kebisingan pada titik simetris di sisi lain dari landasan pacu. pesawat terbang *Propeller Driven* memiliki asimetri yang melekat dalam kebisingan lateral. Oleh karena itu, pengukuran simultan harus dilakukan pada setiap uji kebisingan titik pengukuran pada posisi simetris pada sisi berlawanan dari landasan pacu. Titik-titik pengukuran dianggap simetris jika mereka longitudinal yang berjarak 33 feet (± 10 meter) satu sama lain.

B36.5 Level kebisingan Maksimum

Kecuali bahwa sebagaimana diatur dalam bagian B36.6 lampiran ini, level kebisingan maksimum, ketika ditentukan sesuai dengan metode evaluasi kebisingan Lampiran A dari bagian ini, mungkin tidak melebihi berikut:

(a) Untuk perubahan akustik ke Stage 1 airplanes terbang, terlepas dari jumlah mesin, level kebisingan yang ditentukan di bawah detik. 36.7 (c) dari bagian ini.

(b) Untuk Stage 2 airplanes terlepas dari jumlah mesin:

(1) *Flyover* : 108 EPNdB untuk berat maksimum 600.000 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari berat maksimum (dari 600.000 pound), mengurangi batas sebesar 5 EPNdB; batas tersebut 93 EPNdB untuk berat maksimum 75.000 pound atau kurang.

(2) *Lateral* dan *Approach* : 108 EPNdB untuk berat maksimum 600.000 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari berat maksimum (dari 600.000 pound), mengurangi batas oleh 2 EPNdB; batas tersebut 102 EPNdB untuk berat maksimum 75.000 pound atau kurang.

(c) Untuk Stage *3 airplane*:

(1) *Flyover*.

(i) Untuk pesawat terbang dengan lebih dari 3 mesin: 106 EPNdB untuk berat maksimum 850.000 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari

berat maksimum (dari 850.000 pound), mengurangi batas dengan 4 EPNdB; batas tersebut 89 EPNdB untuk berat maksimum 44.673 pound atau kurang;

(ii) Untuk pesawat dengan 3 mesin: 104 EPNdB untuk berat maksimum 850.000 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari berat maksimum (dari 850.000 pound), mengurangi batas dengan 4 EPNdB; batas tersebut 89 EPNdB untuk berat maksimum 63.177 pound atau kurang; dan

(iii) Untuk pesawat terbang dengan kurang dari 3 mesin: 101 EPNdB untuk berat maksimum 850.000 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari berat maksimum (dari 850.000 pound), mengurangi batas dengan 4 EPNdB; batas tersebut 89 EPNdB untuk berat maksimum 106.250 pound atau kurang.

(2) *Lateral*, terlepas dari jumlah mesin: 103 EPNdB untuk berat maksimum 882.000 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari berat maksimum (dari 882.000 pound), mengurangi batas sebesar 2,56 EPNdB; batas tersebut 94 EPNdB untuk berat maksimum 77.200 pound atau kurang.

(3) *Approach*, terlepas dari jumlah mesin: 105 EPNdB untuk berat maksimum 617.300 pound atau lebih; untuk setiap mengurangi separuh dari berat maksimum (dari 617.300 pound), mengurangi batas dengan 2,33 EPNdB; batas tersebut 98 EPNdB untuk berat maksimum 77.200 pound atau kurang.

(d) Untuk *Stage 4 airplane, flyover, lateral,* dan *approach* tingkat kebisingan maksimum yang ditentukan dalam Bab 4, paragraf 4,4, Level kebisingan maksimum, dan Bab 3, Paragraf 3,4, *Maximum Noise Levels, of the International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 16, Environmental Protection, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018. Incorporated by reference, section 36.6].*

B36.6 *Trade-offs*

Kecuali bahwa yang dilarang oleh butir 36.7 (c) (1) dan 36.7 (d) (1) (ii), jika level kebisingan maksimum terlampaui pada satu atau dua titik pengukuran, kondisi berikut harus dipenuhi:

(a) Jumlah *exceedance(s)* mungkin tidak lebih besar dari 3 EPNdB;

(b) Setiap *exceedance(s)* pada setiap titik tunggal mungkin tidak lebih besar dari 2 EPNdB, dan

(c) Setiap *exceedance(s)* harus diimbangi dengan jumlah yang sesuai di titik lain atau poin.

B36.7 Prosedur dan Ketentuan Referensi Sertifikasi Kebisingan

(a) Kondisi umum:

(1) Seluruh Prosedur referensi harus memenuhi persyaratan dari bagian 36.3 dari bagian ini.

(2) Perhitungan performa pesawat dan jalur penerbangan harus dilakukan dengan menggunakan prosedur acuan dan harus disetujui oleh Direktorat Jenderal.

(3) Pemohon harus menggunakan prosedur *takeoff and approach* referensi yang ditentukan dalam paragraf (b) dan (c) dari bagian ini.

(4) [dicadangkan]

(5) Prosedur rujukan harus ditentukan untuk kondisi referensi berikut. Kondisi atmosfer referensi homogen dalam hal suhu dan kelembaban relatif bila digunakan untuk perhitungan koefisien penyerapan atmosfer.

(i) tekanan atmosfer di permukaan laut dari 2.116 pound per feet persegi (psf) (1013,25 hPa), menurun dengan ketinggian pada tingkat yang didefinisikan oleh *ICAO Standard Atmosphere*;

(ii) Suhu udara ambient di permukaan laut dari 77 ° F (25 ° C); menurun dengan ketinggian pada tingkat yang didefinisikan oleh ICAO Standard Atmosphere (yaitu 0,65 ° C per 100 m);

(iii) konstan kelembaban relative 70 persen;

(iv) Zero wind.

(v) Dalam mendefinisikan jalur penerbangan referensi

takeoff (s) untuk takeoff dan lateral dalam pengukuran kebisingan, runway gradient adalah nol.

(vi) Kondisi referensi dalam hal suhu dan kelembaban relatif dianggap homogen (yaitu suhu 25 ° C dan kelembaban relatif 70 persen) untuk keperluan perhitungan:

1) tingkat referensi redaman suara karena penyerapan atmosfer; dan

2) kecepatan referensi dari suara yang digunakan dalam perhitungan suara referensi propagasi geometri.

(b) Prosedur referensi *take off* :

Takeoff jalur penerbangan referensi yang akan dihitung dengan menggunakan:

(1) Rata-rata *Full takeoff thrust or power* mesin harus digunakan dari titik awal *takeoff* ke titik dimana setidaknya berikut ketinggian di atas permukaan *runway* tercapai. *takeoff thrust or power* yang digunakan harus maksimum yang tersedia untuk operasi normal diberikan dalam *airplane flight manual* di bawah referensi kondisi atmosfer yang diberikan dalam bagian B36.7 (a) (5).

(i) Untuk *Stage 1 airplanes* dan untuk Stage 2 airplanes terbang yang tidak memiliki mesin jet dengan rasio bypass 2 atau lebih, berikut berlaku:

(A): untuk pesawat dengan lebih dari tiga mesin jet 700 feet (214 meter).

(B): untuk semua pesawat-1000 feet (305 meter).

(ii) Untuk *Stage 2 airplanes* yang memiliki mesin jet dengan rasio bypass 2 atau lebih dan untuk *Stage 3 airplanes* terbang, berikut berlaku:

(A): untuk pesawat dengan lebih dari tiga mesin-689 feet (210 meter).

(B): untuk pesawat dengan tiga mesin-853 feet (260 meter).

(C): untuk pesawat dengan kurang dari tiga mesin-984 feet (300 meter).

(2) Saat mencapai ketinggian dimaksud pada paragraf (b) (1) dari bagian ini, pesawat *thrust or power* tidak boleh dikurangi di bawah yang diperlukan untuk mempertahankan salah satu dari berikut, mana yang lebih besar:

(i) Sebuah gradien pendakian dari 4 persen; atau

(ii) Dalam kasus pesawat multi-mesin, tingkat penerbangan dengan satu tdk berlaku engine.

(3) Untuk tujuan menentukan level kebisingan lateral, referensi jalur penerbangan harus dihitung menggunakan *full takeoff power* sepanjang uji coba tanpa pengurangan *thrust or power*. Untuk tes yang dilakukan sebelum 7 Agustus 2002, referensi jalur penerbangan tunggal yang mencakup dorong pengurangan sesuai dengan paragraf (b) (2) bagian ini, merupakan alternatif yang dapat diterima dalam menentukan level kebisingan lateral.

(4) *Takeoff* kecepatan referensi adalah semua-mesin yang beroperasi *takeoff climb speed* yang dipilih oleh pemohon untuk digunakan dalam operasi normal; kecepatan ini harus minimal V2 + 10kt (V2 + 19km / h) tapi mungkin tidak lebih besar dari V2 + 20kt (V2 + 37km / jam). Kecepatan ini harus dicapai sesegera mungkin setelah *lift-off* dan dipertahankan selama tes *takeoff* kebisingan sertifikasi. Untuk pesawat terbang Concorde, *test day speeds* dan akustik kecepatan referensi hari adalah nilai minimum disetujui V2 + 35 knot, atau kecepatan semua-mesin-operasi pada 35 feet , mana kecepatan lebih besar seperti yang ditentukan di bawah peraturan yang merupakan sertifikasi tipe dari pesawat; kecepatan referensi ini tidak boleh melebihi 250 knot. Untuk semua pesawat, nilai-nilai kebisingan diukur pada kecepatan tes hari harus dikoreksi ke akustik kecepatan *day reference speeds*.

(5) *Takeoff* konfigurasi yang dipilih oleh pemohon tidak berubah sepanjang prosedur referensi *takeoff* ,kecuali bahwa *landing gear* dapat ditarik. Konfigurasi berarti pusat posisi gravitasi, dan status dari sistem pesawat yang dapat mempengaruhi kinerja pesawat atau kebisingan. Contohnya termasuk, posisi perangkat angkat augmentasi, apakah APU operasi, dan apakah *air bleeds* dan tenaga mesin *take-off* beroperasi;

(6) Berat dari pesawat saat pelepasan rem harus berat *takeoff* maksimum di mana sertifikasi kebisingan diminta, yang dapat mengakibatkan pembatasan operasi sebagaimana ditentukan dalam detik. 36.1581 (d); dan

(7) Rata-rata mesin didefinisikan sebagai rata-rata semua sertifikasi mesin yang sesuai digunakan selama pengujian pesawat terbang, dan selama sertifikasi, ketika beroperasi dalam limitasi dan sesuai dengan prosedur yang diberikan dalam *Flight Manual.* Ini akan menentukan hubungan *thrust/power* untuk mengendalikan parameter (misalnya, N1 atau EPR). pengukuran kebisingan yang dilakukan selama tes sertifikasi harus dikoreksi dengan menggunakan hubungan ini.

(a) referensi Prosedur *approach*:

Approach referensi jalur penerbangan harus dihitung dengan menggunakan:

(1) pesawat stabil dan mengikuti 3 ° *glide path*;

(2) Untuk pesawat terbang subsonik, kecepatan approach stabil Vref + 10 kts (Vref + 19 km / jam) dengan *thrust and power* stabil harus ditetapkan dan dipelihara selama approach mengukur titik. Vref adalah referensi kecepatan pendaratan, yang didefinisikan sebagai kecepatan pesawat, dalam konfigurasi pendaratan tertentu, pada titik di mana itu turun melalui tinggi layar mendarat di penentuan jarak pendaratan untuk pendaratan manual. Untuk pesawat terbang Concorde,

kecepatan approach stabil yang baik referensi pendaratan kecepatan + 10 knot atau kecepatan yang digunakan dalam membangun jarak pendaratan disetujui di bawah peraturan Kelaikudaraan merupakan jenis dasar sertifikasi dari pesawat, mana kecepatan yang lebih besar. Kecepatan ini harus ditetapkan dan dipelihara atas titik pengukuran *approach*.

(3) konfigurasi a*pproach* konstan digunakan dalam tes sertifikasi kelaikudaraan, namun dengan *landing gear* ke bawah, harus dijaga sepanjang prosedur referensi *approach*;

(4) berat dari pesawat pada saat *touchdown* harus berat mendarat maksimum yang diizinkan dalam konfigurasi approach didefinisikan dalam paragraf (c) (3) dari bagian ini di mana kebisingan sertifikasi diminta, kecuali sebagaimana ditentukan dalam butir 36.1581 (d) dari bagian ini ; dan

(5) konfigurasi yang paling penting harus digunakan; konfigurasi ini didefinisikan sebagai sesuatu yang menghasilkan level kebisingan tertinggi dengan penyebaran normal permukaan kontrol aerodinamis termasuk perangkat yang memproduksi *lift and drag*, titik berat dimana sertifikasi diminta. Konfigurasi ini mencakup semua item yang tercantum di bagian A36.5.2.5 lampiran A dari bagian ini yang berkontribusi terhadap *noisiest continuous state* di *maximum landing weight* dalam operasi normal.

B36.8 Prosedur Pengujian Sertifikasi Kebisingan

(a) Seluruh prosedur uji harus disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

(b) Prosedur pengujian dan pengukuran kebisingan harus dilakukan dan diproses dengan cara yang disetujui untuk

menghasilkan evaluasi kebisingan metrik EPNL, dalam satuan EPNdB, seperti yang dijelaskan dalam Lampiran A dari butir ini.

(c) Data *acoustic* harus disesuaikan dengan kondisi referensi yang ditentukan dalam lampiran ini menggunakan metode yang dijelaskan dalam Lampiran A dari bagian ini. Penyesuaian untuk kecepatan dan dorong harus dilakukan seperti diuraikan dalam butir A36.9 dari bagian ini.

(d) Jika berat pesawat selama tes ini berbeda dengan berat badan di mana sertifikasi kebisingan diminta, penyesuaian EPNL yang diperlukan tidak boleh melebihi 2 EPNdB untuk setiap *takeoff* dan 1 EPNdB untuk setiap *approach*. Data disetujui oleh Direktorat Jenderal harus digunakan untuk menentukan variasi EPNL dengan berat bagi kondisi pengujian takeoff dan *approach*. Yang diperlukan penyesuaian EPNL untuk variasi dalam *approach* jalur penerbangan dari jalur penerbangan referensi tidak boleh melebihi 2 EPNdB.

(e) Untuk approach, *steady glide path angle* 3 ° ± 0,5 ° dapat diterima.

(f) Jika prosedur pengujian lainnya berbeda dari prosedur referensi yang digunakan, prosedur pengujian dan semua metode untuk menyesuaikan hasil dengan prosedur referensi harus disetujui oleh Direktorat Jenderal. Penyesuaian tidak boleh melebihi 16 EPNdB *takeoff* dan 8 EPNdB pada *approach*. Jika penyesuaian tersebut lebih dari 8 EPNdB pada saat *takeoff*, atau lebih dari 4 EPNdB pada *approach*, angka yang dihasilkan harus lebih dari 2 EPNdB bawah tingkat batas kebisingan yang ditentukan dalam bagian B36.5.

Selama pengujian *takeoff* , *lateral*, dan *approach*, variasi pesawat di kecepatan udara menunjukkan seketika harus dijaga dalam ± 3% dari kecepatan udara rata-rata antara 10 poin dB-down. kecepatan udara ini ditentukan oleh indikator kecepatan udara pilot. Namun, jika kecepatan udara yang ditunjukkan sesaat melebihi ± 3 kt (± 5,5 km / jam) dari kecepatan udara rata-rata selama 10 poin dB-down, dan ditentukan oleh Direktorat Jenderal di *flight deck* disebabkan

oleh turbulensi atmosfer, maka penerbangan begitu terpengaruh harus ditolak untuk tujuan sertifikasi kebisingan.

Catatan: Bahan Pedoman penggunaan prosedur yang setara disediakan dalam petunjuk pelaksana terkini untuk bagian ini.

LAMPIRAN C - E [DICADANGKAN]

LAMPIRAN F - PERSYARATAN SERTIFIKASI UJI FLYOVER NOISE UNTUK PESAWAT PROPELLER – DRIVEN DAN KOMUTER KATEGORI SEBELUM 22 DESEMBER 1988

Bagian A Umum

F36.1 Lingkup.

lampiran ini menetapkan batas dan prosedur level kebisingan untuk mengukur dan mengoreksi data yang kebisingan untuk *Propeller Driven* yang ditentukan dalam bagian 36.1 dan 36.501 (b).

Bagian B Pengukuran Kebisingan

F36.101 Kondisi Umum pengujian

(a) Daerah pengujian harus merupakan medan yang relatif datar yang tidak memiliki karakteristik penyerapan suara yang berlebihan seperti ; *thick, matted,* atau *tall grass, by shrubs,* atau *by wooded area*s. Tidak ada penghalang secara signifikan mempengaruhi medan suara dari pesawat yang mungkin ada dalam ruang berbentuk kerucut di atas posisi pengukuran, kerucut yang didefinisikan oleh sumbu yang normal ke tanah dan dengan setengah-sudut 75 derajat dari sumbu ini.

(b) Pengujian harus dilakukan dengan ketentuan sebagai berikut:

(1) Dimungkinkan tidak ada curah hujan;

(2) relative kelembaban tidak lebih tinggi dari 90 persen atau lebih rendah dari 30 persen;

(3) Suhu lingkungan mungkin tidak di atas 86 derajat F. atau di bawah 41 derajat F. pada 33 'di atas tanah. Jika situs pengukuran dalam 1 nm dari termometer bandara bandara melaporkan suhu dapat digunakan;

(4) Angin yang dilaporkan mungkin tidak di atas 10 knot di 33 'di atas permukaan tanah. Jika kecepatan angin lebih dari 4 knot dilaporkan, arah penerbangan harus

selaras dalam waktu ± 15 derajat dari arah angin dan penerbangan dengan ekor angin dan kepala angin harus dilakukan dalam jumlah yang sama. Jika situs pengukuran dalam 1 nm dari anemometer bandara, bandara dilaporkan angin dapat digunakan;

(5) Dimungkinkan tidak ada inversi suhu atau kondisi angin anomali yang secara signifikan akan mengubah level kebisingan dari pesawat ketika kebisingan dicatat pada titik pengukuran yang diperlukan;

(6) Prosedur uji terbang, peralatan pengukuran, dan prosedur pengukuran kebisingan harus disetujui oleh Direktorat Jenderal;

(7) Data *Sound Pressure Level* untuk tujuan evaluasi kebisingan harus diperoleh dengan peralatan akustik yang sesuai dengan bagian F36.103 Lampiran ini.

F36.103 Akustik Sistem Pengukuran

Akustik sistem pengukuran harus terdiri dari peralatan yang disetujui setara dengan berikut:

(a) Sebuah sistem mikrofon dengan respon frekuensi yang kompatibel dengan pengukuran dan analisis sistem akurasi seperti yang ditentukan dalam bagian F36.105 lampiran ini.

(b) *Tripod* atau *mounting* mikrofon serupa yang meminimalkan gangguan dengan suara yang diukur.

(c) Rekaman dan karakteristik peralatan untuk mereproduksi, respon frekuensi, dan jangkauan dinamis kompatibel dengan respon dan akurasi persyaratan dari bagian F36.105 lampiran ini.

(d) Kalibrator Akustik menggunakan gelombang sinus atau kebisingan *broadband* dari *Sound Pressure Level* yang dikenal. Jika kebisingan *broadband* digunakan, sinyal harus dijelaskan dalam hal *root-mean-square* (rms) untuk tingkat sinyal yang tidak memiliki beban berlebih.

F36.105 Sensing, Recording, Dan Pengganda Peralatan

(a) Kebisingan yang dihasilkan oleh pesawat harus direkam. Sebuah perekam pita magnetik dapat diterima.

(b) Karakteristik dari sistem harus sesuai dengan rekomendasi di International Electrotechnical Commission (IEC) Publication No. 179, berjudul "Precision Sound Level Meter"

(c) Respon dari sistem yang lengkap untuk sebuah pesawat bijaksana gelombang sinusoidal progresif amplitudo konstan harus terletak dalam batas toleransi yang ditetapkan dalam IEC Publication No. 179, tanggal 1973, selama rentang frekuensi 45 sampai 11.200 Hz.

(d) Jika limitasi jangkauan dinamis dari peralatan dianggap perlu, frekuensi tinggi pre-emphasis harus ditambahkan ke saluran rekaman dengan kebalikan de-emphasis pada pemutar rekaman. pre-emphasis harus diterapkan sedemikian rupa sehingga seketika Sound Pressure Level yang direkam dari sinyal suara antara 800 dan 11.200 Hz tidak bervariasi lebih dari 20 dB antara maksimum dan minimum satu per tiga band oktaf.

(e) Jika diminta oleh pemeriksa, sinyal suara yang direkam harus dibaca melalui filter "A" dengan karakteristik dinamis yang ditunjuk "slow," sebagaimana didefinisikan dalam IEC Publication No. 179, tanggal 1973. Sinyal output dari filter harus arahkan ke jaringan yang diperbaiki dengan square law rectification, terintegrasi dengan konstanta waktu untuk pengisian dan pengosongan dari sekitar 1 detik atau 800 milidetik.

(f) Peralatan harus dikalibrasi secara akustik menggunakan fasilitas untuk kalibrasi freefield akustik dan jika analisis rekaman diminta oleh pemeriksa, peralatan analisis harus dikalibrasi secara elektronik dengan metode yang disetujui oleh Direktorat Jenderal.

(g) Sebuah windscreen harus digunakan dengan mikrofon selama semua pengukuran kebisingan pesawat ketika kecepatan angin lebih dari 6 knot.

F36.107 Prosedur Pengukuran Kebisingan

(a) Mikrofon harus berorientasi pada arah yang diketahui sehingga suara yang maksimal diterima ditangkap sedekat mungkin ke arah mikrofon yang dikalibrasi. Unsur-unsur mikrofon penginderaan harus sekitar 4' di atas permukaan tanah.

(b) Segera sebelum dan sesudah setiap pengujian; kalibrasi akustik yang direkam dari sistem harus dilakukan di lapangan dengan kalibrator akustik untuk dua tujuan memeriksa sensitivitas sistem dan menyediakan tingkat referensi akustik untuk analisis data tingkat suara.

(c) Kebisingan lingkungan, termasuk baik latar belakang akustik dan kebisingan listrik dari sistem pengukuran, harus dicatat dan ditetapkan di daerah uji dengan sistem yang didapat dan ditetapkan di tingkat yang akan digunakan untuk pengukuran kebisingan pesawat. Jika tingkat tekanan pesawat suara tidak melebihi Sound Pressure Level latar belakang oleh setidaknya 10 dB (A), menyetujui koreksi untuk kontribusi latar belakang Sound Pressure Level untuk Sound Pressure Level yang diamati harus diterapkan.

F36.109 Perekaman Data, Pelaporan, dan Persetujuan

(a) Data mewakili pengukuran fisik atau koreksi data yang diukur harus dicatat dalam bentuk permanen dan ditambahkan ke catatan kecuali bahwa koreksi pengukuran untuk peralatan yang normal penyimpangan respon tidak perlu dilaporkan. Semua koreksi lainnya harus disetujui. Perkiraan harus dibuat dari kesalahan individu yang melekat di setiap operasi yang digunakan dalam memperoleh data akhir.

(b) Pengukuran dan koreksi Sound Pressure Level yang diperoleh dengan peralatan sesuai dengan spesifikasi yang dijelaskan dalam bagian F36.105 lampiran ini harus dilaporkan.

(c) Jenis peralatan yang digunakan untuk pengukuran dan analisis dari semua akustik, kinerja pesawat, dan data

meteorologi harus dilaporkan.

(d) berikut data atmosfer, diukur segera sebelum, sesudah, atau selama tes pada titik pengamatan yang ditentukan dalam butir F36.101 lampiran ini harus dilaporkan:

(1) suhu udara dan kelembaban relatif.

(2) Maksimum, minimum, dan kecepatan angin rata-rata.

(e) Uraian topografi lokal, jenis permukaan tanah, dan peristiwa yang mungkin mengganggu rekaman suara harus dilaporkan.

(f) Informasi pesawat dibawah ini harus dilaporkan:

(1) Type, model dan nomor serial (jika ada) dari pesawat terbang, mesin, dan baling-baling.

(2) Setiap modifikasi atau peralatan tidak standar akan mempengaruhi karakteristik kebisingan pesawat.

(3) Maksimum sertifikat bobot *takeoff* .

(4) Kecepatan udara dalam knot untuk setiap *overflight* dari titik pengukuran.

(5) Performa engine dalam hal putaran per menit dan parameter lain yang relevan untuk setiap *overflight.*

(6) Ketinggian pesawat udara dalam *feet* ditentukan oleh altimeter dikalibrasi di pesawat, disetujui teknik fotografi, atau fasilitas pelacakan disetujui.

(g) Kecepatan udara dan posisi dan parameter kinerja mesin harus dicatat pada tingkat sampling yang disetujui yang cukup untuk memastikan pemenuhan dengan prosedur pengujian dan kondisi lampiran ini.

F36.111 Prosedur Penerbangan

(a) Pengujian untuk menunjukkan pemenuhan dengan persyaratan level kebisingan dari lampiran ini termasuk harus setidaknya enam penerbangan tingkat atas stasiun pengukur pada ketinggian 1.000 '± 30' dan ± 10 derajat dari *zenith* ketika melintas di atas kepala.

(b) Setiap pengujian melalui penerbangan harus dilakukan:

(1) Tidak kurang dari tenaga mesin tertinggi dalam rentang operasi yang normal disediakan dalam

Airplane Flight Manual, atau kombinasi dari manual yang disetujui, plakat disetujui, atau tanda instrument yang disetujui; dan

(2) Saat kecepatan stabil dengan baling-baling disinkronkan dan dengan pesawat dalam konfigurasi *cruise*, kecuali bahwa jika kecepatan pengaturan daya yang ditentukan dalam paragraf ini akan melebihi kecepatan maksimum yang berwenang di tingkat penerbangan, penerbangan dipercepat diterima.

(c) Prosedur referensi dihitung di bawah referensi kondisi atmosfer berikut:

(1) Tekanan atmosfer di permukaan laut dari 1 013.25 hPa, menurun dengan ketinggian pada tingkat yang didefinisikan oleh *ICAO Standard Atmosphere*; dan

(2) Suhu lingkungan di permukaan laut dari 25 ° C, yaitu ISA + 10 ° C; menurun dengan ketinggian pada tingkat yang didefinisikan oleh *ICAO Standard Atmosphere* (yaitu 0.650C per 100 m).

Bagian C Koreksi Data

F36.201 Koreksi Data

(a) Data kebisingan yang diperoleh ketika suhu di luar jangkauan 68 derajat F. ±9 derajat F., atau kelembaban relatif di bawah 40 persen, harus dikoreksi ke 77 derajat F. dan 70 persen kelembaban relatif dengan metode yang disetujui oleh Direktorat Jenderal.

(b) kinerja pengkoreksian yang ditentukan dalam paragraf (c) bagian ini harus digunakan. Ini harus ditentukan oleh metode yang dijelaskan dalam lampiran ini, dan harus ditambahkan aljabar dengan nilai diukur. Hal ini terbatas pada 5dB (A).

(c) Kinerja pengkoreksian harus dihitung dengan menggunakan rumus berikut:

$$\Delta dB = 60 - 20 \log_{10}\left\{(11{,}430 - D_{50}\frac{R/C}{V_y} + 50\right\}$$

dimana:

D50 = *Takeoff distance to 50 feet at maximum certificated takeoff weight.*

R / C = *Certificated best rate of climb (fpm).*

V y = *Speed for best rate of climb in the same units as rate of climb.*

(d) Ketika *takeoff* jarak ke 50' tidak termasuk dalam performa yang disetujui, angka 2000 untuk pesawat terbang bermesin tunggal dan 1600' untuk pesawat terbang multi-mesin harus digunakan.

F36.203 Validitas Dari Hasil

(a) Hasil pengujian harus menghasilkan rata-rata dB (A) dan batas kepercayaan nya 90 persen, level kebisingan yang rata-rata aritmatika dari pengukuran akustik dikoreksi untuk semua tes yang valid berjalan di atas titik pengukuran.

(b) Sampel harus cukup besar untuk membangun statistik batas keyakinan 90 pecent tidak melebihi ± 1,5 dB (A). Tidak ada hasil tes yang boleh dihilangkan dari proses rata-rata, kecuali kelalaian disetujui oleh Direktorat Jenderal.

Bagian D Batas Kebisingan

F36.301 Batas Kebisingan Pesawat

(a) pemenuhan terhadap bagian ini harus ditunjukkan dengan data kebisingan diukur dan dikoreksi seperti yang ditentukan dalam Bagian B dan C dari lampiran ini.

(b) untuk pesawat terbang yang aplikasi untuk *type certificate* dibuat pada atau setelah 10 Oktober 1973, level kebisingan tidak boleh melebihi 68 dB (A) sampai dengan dan termasuk bobot pesawat dari 1.320 pound (600 kg.). Untuk bobot lebih besar dari 1320 pound sampai dengan 3.630 pound (1.650 kg.) Meningkat batas pada tingkat 1 dB / 165 pound (1 dB / 75 kg.) Ke 82 dB

(A) di 3.630 pound, setelah itu konstan pada 82 dB (A). Namun, pesawat diproduksi dengan *type certificate* yang dicakup dalam paragraf ini juga harus memenuhi paragraf (d) bagian ini untuk penerbitan asli *standard airworthiness certificate* atau *restricted category airworthiness certificate* jika pesawat-pesawat belum sempat melakukan penerbangan sebelum tanggal yang ditentukan dalam paragraf tersebut.

(c) untuk pesawat terbang yang aplikasi untuk type certificate dibuat pada atau setelah tanggal 1 Januari 1975, level kebisingan tidak boleh melebihi kurva batas kebisingan yang ditentukan dalam paragraf (b) bagian ini, kecuali bahwa 80 dB (A) tidak dapat melampaui .

(d) untuk pesawat terbang yang aplikasi yang dibuat untuk standard airworthiness certificate atau restricted category airworthiness certificate, dan yang belum punya waktu penerbangan sebelum 1 Januari 1980, persyaratan paragraf (c) bagian ini berlaku, regardless dari tanggal aplikasi, dengan penerbitan asli sertifikat untuk pesawat itu.

LAMPIRAN G – PERSYARATAN SERTIFIKASI KEBISINGAN *TAKEOFF* UNTUK KATEGORI PESAWAT *PROPELLER – DRIVEN* DAN KOMUTER PESAWAT TES PADA ATAU SETELAH 22 DESEMBER 1988

Bagian A Umum

G36.1 Lingkup

lampiran ini mengatur membatasi level kebisingan dan prosedur untuk mengukur kebisingan dan menyesuaikan data ini untuk kondisi standar, untuk kategori pesawat *Propeller – Driven* dan Komuter ditentukan dalam butir 36.1 dan 36.501 (c).

Bagian B Pengukuran Kebisingan

G36.101 Kondisi Umum Pengujian

(a) Daerah pengujian harus merupakan medan yang relatif datar yang tidak memiliki karakteristik penyerapan suara yang berlebihan seperti *thick, matted,* atau *tall grass, by shrubs,* atau *by wooded area*s. Tidak ada penghalang secara signifikan mempengaruhi medan suara dari pesawat yang mungkin ada dalam ruang berbentuk kerucut di atas posisi pengukuran, kerucut yang didefinisikan oleh sumbu yang normal ke tanah dan dengan setengah-sudut 75 derajat dari sumbu ini.

(b) Tes harus dilakukan dengan ketentuan sebagai berikut:

(1) Dimungkinkan tidak ada curah hujan;

(2) Suhu lingkungan udara antara 36 dan 95 derajat F (2,2 dan 35 derajat C);

(3) kelembaban relative antara 20 persen dan 95 persen, inklusif;

(4) kecepatan angina tidak boleh melebihi 10 knot (19 km / jam) dan lintas angin tidak boleh melebihi 5 knot (9 km / jam), menggunakan rata-rata 30 detik;

(5) tidak ada suhu inversi atau kondisi angin anomali yang secara signifikan akan mengubah level kebisingan dari pesawat ketika hidung dicatat pada titik pengukuran yang diperlukan, dan

(6) Meteorologi pengukuran harus dibuat antara 4 ft. (1,2 m) dan 33 ft. (10 m) di atas permukaan tanah. Jika

situs pengukuran dalam 1 nm dari stasiun meteorologi bandara, pengukuran dari stasiun yang dapat digunakan.

(c) prosedur uji terbang, peralatan pengukuran, dan prosedur pengukuran kebisingan harus disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

(d) Data *Sound Pressure Level* untuk tujuan evaluasi kebisingan harus diperoleh dengan peralatan akustik yang sesuai dengan bagian G36.103 lampiran ini.

G36.103 Akustik Sistem Pengukuran

Akustik sistem pengukuran harus terdiri dari peralatan disetujui dengan karakteristik sebagai berikut:

(a) Sebuah sistem mikrofon dengan respon frekuensi yang kompatibel dengan pengukuran dan analisis sistem akurasi seperti yang ditentukan dalam bagian G36.105 lampiran ini.

(b) *Tripod* atau *mounting* mikrofon serupa yang meminimalkan gangguan dengan suara yang diukur.

(c) Rekaman dan karakteristik peralatan untuk mereproduksi, respon frekuensi, dan jangkauan dinamis kompatibel dengan respon dan akurasi persyaratan dari bagian G36.105 lampiran ini.

(d) Kalibrator Akustik menggunakan gelombang sinus atau kebisingan *broadband* dari *Sound Pressure Level* yang dikenal. Jika kebisingan *broadband* digunakan, sinyal harus dijelaskan dalam hal *root-mean-square* (rms) untuk tingkat sinyal yang tidak memiliki beban berlebih.

G36.105 Sensing, Recording, dan Pengganda Peralatan

(a) Kebisingan yang dihasilkan oleh pesawat harus dicatat. Sebuah perekam pita magnetik, perekam tingkat grafis, atau *sound level meter* dapat diterima jika disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara certificating regional.

(b) Karakteristik dari sistem yang lengkap harus memenuhi persyaratan di International Electrotechnical Commission

(IEC) Publikasi No. 651, berjudul Sound Level Meters" and No. 561, berjudul "Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification". alat pengukur tingkat suara harus sesuai dengan persyaratan untuk tingkat meter Tipe 1 suara seperti yang ditentukan dalam IEC Publication No. 651.

(c) Respon dari sistem yang lengkap untuk sebuah pesawat bijaksana gelombang sinusoidal progresif amplitudo konstan harus terletak dalam batas toleransi yang ditetapkan dalam IEC Publication No. 179, tanggal 1973, selama rentang frekuensi 45 sampai 11.200 Hz.

(d) Jika limitasi jangkauan dinamis dari peralatan dianggap perlu, frekuensi tinggi pre-emphasis harus ditambahkan ke saluran rekaman dengan kebalikan de-emphasis pada pemutar rekaman. pre-emphasis harus diterapkan sedemikian rupa sehingga seketika Sound Pressure Level yang direkam dari sinyal suara antara 800 dan 11.200 Hz tidak bervariasi lebih dari 20 dB antara maksimum dan minimum satu per tiga band oktaf.

(e) Sinyal output suara harus dibaca melalui filter "A" dengan karakteristik dinamis yang ditunjuk "slow" sebagaimana didefinisikan dalam IEC Publication No. 651. Sebuah perekam tingkat grafis, sound level meter, atau digital setara dapat digunakan.

(f) Peralatan harus dikalibrasi secara akustik menggunakan fasilitas untuk kalibrasi freefield akustik dan jika analisis rekaman diminta oleh pemeriksa, peralatan analisis harus dikalibrasi secara elektronik dengan metode yang disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara. Kalibrasi harus dilakukan, sebagaimana mestinya, sesuai dengan paragraf A36.3.8 dan A36.3.9 dari lampiran A dari bagian ini.

(g) Sebuah windscreen harus digunakan dengan mikrofon selama semua pengukuran kebisingan pesawat ketika kecepatan angin lebih dari 5 knot (9 km / jam).

G36.107 Prosedur Pengukuran Kebisingan

(a) *the* mikrofon harus memiliki jenis tekanan, 12,7 mm, dengan grid pelindung, dipasang dalam posisi terbalik sehingga mikrofon diafragma adalah 7 mm di atas dan sejajar dengan logam melingkar piring putih-dicat. pelat logam bercat putih ini harus 40 cm dan minimal 2,5 mm tebal. piring harus ditempatkan secara horizontal dan rata dengan permukaan tanah di sekitarnya tanpa rongga bawah piring. Mikrofon harus terletak tiga perempat dari jarak dari pusat ke tepi belakang pelat sepanjang radius normal garis penerbangan dari pesawat uji.

(b) Segera sebelum dan sesudah setiap pengujian; kalibrasi akustik yang direkam dari sistem harus dilakukan di lapangan dengan kalibrator akustik untuk dua tujuan memeriksa sensitivitas sistem dan menyediakan tingkat referensi akustik untuk analisis data tingkat suara. Jika tape recorder atau perekam tingkat grafis yang digunakan, respon frekuensi dari sistem listrik harus ditentukan pada tingkat dalam waktu 10 dB dari pembacaan skala penuh yang digunakan selama pengujian, memanfaatkan merah muda atau *pseudorandom noise.*

(c) Kebisingan lingkungan, termasuk baik latar belakang akustik dan kebisingan listrik dari sistem pengukuran, harus dicatat dan ditetapkan di daerah uji dengan sistem yang didapat dan ditetapkan di tingkat yang akan digunakan untuk pengukuran kebisingan pesawat. Jika tingkat tekanan pesawat suara tidak melebihi *Sound Pressure Level* latar belakang oleh setidaknya 10 dB (A), menyetujui koreksi untuk kontribusi latar belakang *Sound Pressure Level* untuk *Sound Pressure Level* yang diamati harus diterapkan.

G36.109 Perekaman Data, Pelaporan, dan Persetujuan

(a) Data mewakili pengukuran fisik atau koreksi data yang diukur harus dicatat dalam bentuk permanen dan ditambahkan ke catatan kecuali bahwa koreksi pengukuran untuk peralatan yang normal penyimpangan

respon tidak perlu dilaporkan. Semua koreksi lainnya harus disetujui. Perkiraan harus dibuat dari kesalahan individu yang melekat di setiap operasi yang digunakan dalam memperoleh data akhir.

(b) Pengukuran dan koreksi Sound Pressure Level yang diperoleh dengan peralatan sesuai dengan spesifikasi yang dijelaskan dalam bagian G36.105 lampiran ini harus dilaporkan.

(c) Jenis peralatan yang digunakan untuk pengukuran dan analisis dari semua akustik, kinerja pesawat, dan data meteorologi harus dilaporkan.

(d) berikut data atmosfer, diukur segera sebelum, sesudah, atau selama tes pada titik pengamatan yang ditentukan dalam butir G36.101 lampiran ini harus dilaporkan:

(1) suhu udara dan kelembaban relatif.

(2) maksimum, minimum, dan kecepatan angin rata-rata.

(e) Uraian topografi lokal, jenis permukaan tanah, dan peristiwa yang mungkin mengganggu rekaman suara harus dilaporkan.

(f) posisi pesawat relatif terhadap takeoff referensi jalur penerbangan harus ditentukan oleh metode yang disetujui independen instrumentasi penerbangan normal, seperti pelacakan radar, triangulasi teodolit, atau teknik skala fotografi.

(g) informasi pesawat dibawah ini harus dilaporkan:

(1) Type, model dan nomor serial (jika ada) dari pesawat terbang, mesin, dan baling-baling.

(2) Setiap modifikasi atau peralatan tidak standar akan mempengaruhi karakteristik kebisingan pesawat.

(3) Maksimum sertifikat bobot *takeoff* .

(4) untuk masing-masing uji terbang, kecepatan udara dan suhu lingkungan di ketinggian *flyover* di atas lokasi pengukuran ditentukan oleh instrumen dikalibrasi dengan benar;

(5) untuk setiap penerbangan tes, parameter kinerja mesin, seperti tekanan manifold atau kekuatan, kecepatan baling-baling (rpm) dan parameter lain

yang relevan. Setiap parameter harus ditentukan oleh instrumen dikalibrasi dengan benar. Misalnya, baling-baling RPM harus divalidasi oleh perangkat independen akurat dalam ± 1 persen, ketika pesawat ini dilengkapi dengan tachometer mekanik.

(6) kecepatan udara, posisi, dan data kinerja yang diperlukan untuk membuat koreksi yang diperlukan di bagian G36.201 lampiran ini harus dicatat dengan metode yang disetujui saat pesawat langsung di atas situs pengukuran.

G36.111 Prosedur Penerbangan

(a) Titik pengukuran kebisingan pada garis tengah diperpanjang landasan pacu pada jarak 8200 ft (2500 m) dari awal *takeoff roll.* Pesawat harus melewati titik pengukuran dalam ± 10 derajat dari vertikal dan dalam 20% (dua puluh persen) dari ketinggian referensi. Program uji penerbangan akan dimulai pada maksimum disetujui berat *takeoff dan weight* disesuaikan kembali ke berat maksimum ini setelah setiap jam dari waktu penerbangan. Setiap uji terbang harus dilakukan pada kecepatan untuk tingkat terbaik pendakian (VY) ± 5 knot (± 9 km / jam) ditunjukkan kecepatan udara. Semua prosedur koreksi tes, pengukuran, dan data harus disetujui oleh Direktorat Jenderal.

(b) *Takeoff* jalur penerbangan referensi harus dihitung untuk kondisi atmosfer berikut:

(1) Tekanan atmosfer di permukaan laut dari 1013,25 mb (013.25 hPa), menurun dengan ketinggian pada tingkat yang didefinisikan oleh *ICAO Standard Atmosphere*;

(2) Suhu udara di permukaan laut dari 59 ° F (15 ° C), menurun dengan ketinggian pada tingkat yang didefinisikan oleh *ICAO Standard Atmosphere* (yaitu 0.650C per 100 m) kecuali bahwa pada kebijaksanaan otoritas certificating, udara ambien alternatif suhu di permukaan laut dari 150C dapat digunakan;

(3) Kelembaban relative dari 70 persen; dan

(4) *Zero wind.*

(5) Kondisi referensi dalam hal suhu dan kelembaban relatif isconsidered menjadi homogen (yaitu suhu 25 ° C dan kelembaban relatif 70 persen) untuk keperluan perhitungan:

(i) tingkat redaman suara referensi karena penyerapan atmosfer; dan

(ii) kecepatan referensi suara yang digunakan dalam perhitungan suara referensi propagasi geometri.

(c) *Takeoff* referensi jalur penerbangan harus dihitung dengan asumsi dua segmen berikut:

(1) Stage an (segmen) pertama.

(i) Tenaga *takeoff* harus digunakan dari titik pelepasan rem ke titik di mana ketinggian 50 feet (15 m) di atas *runway* tercapai.

(ii) Sebuah konfigurasi *takeoff* konstan dipilih oleh pemohon harus dipertahankan melalui segmen ini.

(iii) Berat maksimum dari pesawat di *brake-release* harus maksimum yang sertifikasi kebisingan diminta.

(iv) panjang segmen pertama ini harus sesuai dengan nilai yang disetujui kelaikudaraan untuk takeoff pada landasan pacu beraspal tingkat (atau yang sesuai nilai untuk *seaplanes*).

(2) Segmen kedua.

(i) permulaan segmen kedua berhubungan dengan akhir segmen pertama.

(ii) pesawat harus dalam konfigurasi pendakian dengan *landing gear*, jika ditarik, dan *flap* pengaturan sesuai dengan posisi pendakian yang normal di seluruh segmen kedua ini.

(iii) kecepatan pesawat harus kecepatan untuk tingkat terbaik *rate of climb* (Vy).

(iv) untuk pesawat terbang dilengkapi dengan baling-baling tetap, *takeoff power* harus dijaga sepanjang

segmen kedua. Untuk pesawat terbang dilengkapi dengan *variabel pitch* atau *constant speed propellers*, takeoff *power* dan rpm harus dijaga sepanjang segmen kedua. Jika pembatasan kelaikudaraan tidak memungkinkan penerapan kekuasaan takeoff dan rpm sampai ke titik acuan, *takeoff power* dan rpm harus dipertahankan selama diizinkan oleh limitasi seperti; setelah itu, *maximum continuous power* dan rpm harus dijaga. waktu maksimum yang diizinkan pada daya takeoff di bawah standar kelaikudaraan harus digunakan di segmen kedua. Ketinggian referensi harus dihitung dengan asumsi *climb gradients* yang sesuai untuk setiap pengaturan daya yang digunakan.

Bagian C Data koreksi

G36.201 koreksi hasil pengujian

(a) Perhitungan koreksi ini untuk pengaruhnya dari:

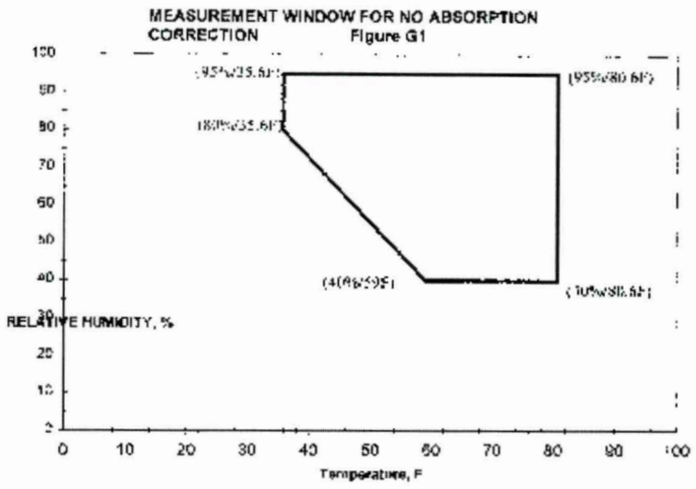
(1) Perbedaan dalam penyerapan atmosfer suara antara kondisi pengujian meteorologi dan kondisi acuan.

(2) Perbedaan dalam panjang kebisingan jalan antara jalur penerbangan pesawat yang sebenarnya dan jalur penerbangan referensi.

(3) Perubahan jumlah ujung helical *Mach number* antara kondisi pengujian dan referensi.

(4) Perubahan dalam tenaga mesin antara kondisi pengujian dan referensi.

(b) Koreksi penyerapan atmosfir diperlukan untuk data suara yang diperoleh ketika kondisi tes berada di luar yang ditentukan dalam Gambar G1. Data suara di luar jangkauan berlaku harus dikoreksi ke 59 F dan 70 persen kelembaban relatif dengan metode Direktorat Jenderal disetujui.



(c) Tidak ada koreksi untuk helical ujung variasi jumlah Mach perlu dibuat jika *the propeller helical tip Mach number* adalah:

(1) Pada atau di bawah 0,70 dan uji *helical tip Mach number* adalah dalam 0.014 dari *the propeller helical tip Mach number.*

(2) Di atas 0.70 dan pada atau di bawah 0,80 dan uji *helical tip Mach number* adalah dalam 0,007 referensi *helical tip Mach number.*

(3) Di atas 0,80 dan uji *helical tip Mach number* adalah dalam 0,005 dari referensi *helical tip Mach number.* Untuk takometer mekanis, jika *helical tip Mach number* di atas 0,8 dan tes *helical tip Mach number* adalah dalam 0.008 dari referensi *helical tip Mach number.*

(d) Saat kondisi pengujian berada di luar yang ditentukan, koreksi harus diterapkan oleh prosedur yang telah disetujui atau dengan prosedur sederhana berikut:

(1) Pengukuran tingkat suara harus diperbaiki dari kondisi meteorologi tes hari untuk referensi kondisi dengan menambahkan kenaikan sebesar

Delta (M) = (HTα-0,7 SDM) / 1000

Dimana HTis adalah tinggi dalam *feet* dibawah kondisi pengujian, HR adalah tinggi dalam feet dibawah kondisi acuan ketika pesawat langsung di atas titik pengukuran kebisingan dan α adalah tingkat

penyerapan untuk kondisi pengujian hari di 500 Hz sebagaimana ditentukan dalam SAE ARP 866A, berjudul "*Standard Values of Atmospheric Absorption as a function of Temperature and Humidity for use in Evaluating Aircraft Flyover Noise*"

(2) Pengukuran tingkat suara dalam desibel harus diperbaiki untuk tinggi dengan aljabar menambahkan kenaikan sama dengan Delta (1). Ketika tes kondisi hari berada dalam yang ditentukan pada gambar G1:

Delta (1) = 22 log (HT / HR)
dimana HT adalah ketinggian pesawat uji ketika langsung di atas titik pengukuran kebisingan dan HR adalah tinggi referensi.

Saat pengetesan kondisi hari berada di luar yang ditentukan pada gambar G1:
Delta (1) = 20 log (HT / HR)

(3) Pengukuran tingkat suara dalam desibel harus diperbaiki untuk *helical tip Mach number* oleh aljabar menambahkan kenaikan sebesar:

Delta (2) = k log (MR / MT)
Dimana MT dan MR adalah pengujian dan *reference helical tip Mach number*. Konstan "k" adalah sama dengan kemiringan garis yang diperoleh untuk nilai-nilai yang diukur dari tingkat suara dalam dB (A) vs jumlah *helical tip Mach number*. Nilai k dapat ditentukan dari data disetujui. Nilai nominal k = 150 dapat digunakan saat MT lebih kecil dari MR. Tidak ada koreksi dapat dilakukan dengan menggunakan nilai nominal k ketika MT lebih besar dari MR. Referensi *helical tip Mach number* MR adalah *Mach number* sesuai dengan kondisi referensi (RPM, kecepatan udara, suhu) di atas titik pengukuran.

(4) Pengukuran tingkat suara dalam desibel harus dikoreksi untuk tenaga mesin dengan aljabar menambahkan kenaikan sebesar

Delta (3) = K3log (PR / PT)

Dimana PR dan PT adalah tes dan kekuatan mesin referensi masing-masing diperoleh dari tekanan / alat pengukur torsi berjenis dan rpm mesin. Nilai K3 harus ditentukan dari data yang disetujui dari pesawat uji. Dengan tidak adanya data uji penerbangan dan pada keputusan pemeriksa, nilai K3 = 17 dapat digunakan.

G36. 203 Validitas Hasil.

(a) Hasil pengukuran harus *overflown* setidaknya enam kali. Hasil tes harus menghasilkan nilai rata-rata level kebisingan (LASmax) dalam batas kepercayaan 90 persen. Level kebisingan rata-rata adalah rata-rata aritmatika dari pengukuran akustik dikoreksi untuk semua berjalan tes yang valid atas titik pengukuran.

(b) Sampel harus cukup besar untuk membangun statistik batas keyakinan 90 pecent tidak melebihi ± 1,5 dB (A). Tidak ada hasil tes yang boleh dihilangkan dari proses rata-rata, kecuali kelalaian disetujui oleh Direktorat Jenderal.

Bagian D Batas Kebisingan

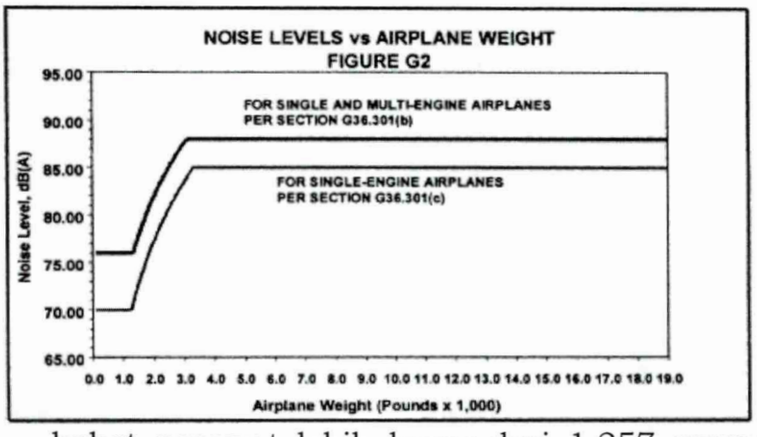
G36.301 Batas Kebisingan Pesawat

(a) Pemenuhan terhadap bagian ini harus ditunjukkan dengan data kebisingan diukur dan dikoreksi seperti yang ditentukan dalam Bagian B dan C dari lampiran ini.

(b) Untuk pesawat terbang bermesin tunggal yang aplikasi jenis sertifikasi asli diterima sebelum 3 Februari 2006 dan pesawat terbang multi-mesin, level kebisingan tidak boleh melebihi 76 dB (A) sampai dengan dan termasuk bobot pesawat dari 1.320 pound (600 kg). Untuk bobot pesawat lebih besar dari 1320 pound, meningkat batas dari titik itu dengan logaritma berat pesawat pada tingkat 9,83 dB (A)

per penggandaan berat, sampai batas 88 dB (A) tercapai, setelah batas adalah konstan hingga dan termasuk 19.000 pound (8.618 kg). Gambar G2 menunjukkan batas level kebisingan vs berat badan pesawat.

(c) Untuk bermesin tunggal pesawat terbang yang aplikasi jenis sertifikasi asli diterima pada atau setelah 3 Februari 2006, level kebisingan tidak boleh melebihi 70dB (A) untuk pesawat yang memiliki berat takeoff sertifikat maksimum 1.257 pound (570 kg) atau kurang. Untuk



bobot pesawat lebih besar dari 1.257 pound, meningkat batas kebisingan

dari titik itu dengan logaritma berat pesawat pada tingkat 10.75dB (A) per penggandaan berat, sampai batas 85dB (A) tercapai, setelah batas adalah konstan hingga dan termasuk 19.000 pound (8.618 kg). Gambar G2 menggambarkan batas level kebisingan untuk bobot pesawat untuk pesawat terbang bermesin tunggal.

LAMPIRAN H - PERSYARATAN SERTIFIKASI KEBISINGAN UNTUK HELIKOPTER BERDASARKAN SUB H

Bagian A Kondisi Acuan

H36.1 Umum

Lampiran ini mengatur persyaratan kebisingan untuk helikopter yang ditetapkan di bawah 36.1, termasuk:

(a) kondisi di mana sertifikasi pengujian kebisingan helikopter berdasarkan Bagian H harus dilakukan dan prosedur pengukuran yang harus digunakan pada butir 36.801 untuk mengukur kebisingan helikopter selama setiap pengujian;

(b) prosedur yang harus digunakan butir 36.803 untuk memperbaiki data diukur dengan kondisi acuan dan menghitung jumlah evaluasi kebisingan ditunjuk sebagai *Effective Perceived Noise Level* (EPNL); dan

(c) batas kebisingan yang sesuai harus ditunjukkan pada butir 36.805.

H36.3 Kondisi Referensi Pengujian

(a) kondisi meteorological. posisi pesawat, performa data dan pengukuran kebisingan harus dikoreksi untuk referensi sertifikasi kebisingan kondisi atmosfer berikut yang harus diasumsikan ada dari permukaan ke ketinggian pesawat:

(1) tekanan atmosfer konstan 2116 psf (1,013.25 hPa).

(2) Suhu *ambient* 77 derajat F (25 derajat C).

(3) Kelembaban relatif 70 persen.

(4) *zero wind.*

(b) area *reference* pengujian. Area pengujian adalah datar dan tanpa *line-of-sight* penghalang di jalur penerbangan yang meliputi 10 dB turun poin.

(c) profil *takeoff* referensi.

(1) gambar H1 menggambarkan profil takeoff khas, termasuk kondisi referensi.

(2) jalur penerbangan referensi didefinisikan sebagai segmen garis lurus cenderung dari titik awal (1.640 feet (500 meter) dari lokasi pusat mikrofon dan 65 feet

(20 meter) di atas permukaan tanah) pada sudut pendakian konstan β didefinisikan oleh tingkat terbaik sertifikat pendakian dan VY untuk kinerja mesin minimum. Konstanta sudut pendakian β berasal dari data pabrikan (disetujui oleh Direktorat Jenderal) untuk menentukan profil penerbangan untuk kondisi referensi. Konstanta β sudut pendakian ditarik melalui Crand terus, menyeberang stasiun A, ke posisi yang sesuai dengan akhir jenis sertifikasi jalur takeoff diwakili oleh posisi Ir.

(d) profil referensi tingkat *flyover*. Awal profil referensi tingkat *flyover* diwakili oleh posisi helikopter Dr (Gambar H2). Helikopter *approach* posisi *Drin level flight* 492 feet di atas permukaan tanah yang diukur di Stasiun A. Referensi kecepatan udara harus baik 0.9VH; 0.9VNE; 0.45VH + 65 kts (0.45VH + 120km / h); atau 0.45VNE + 65kts (0.45VNE + 120 km / h), dimana dari empat kecepatan setidaknya. Helikopter *directly overhead station* A di tingkat penerbangan dan hasil untuk posisi Jr.

(e) untuk tujuan sertifikasi kebisingan, VH didefinisikan sebagai kecepatan udara dalam penerbangan tingkat diperoleh dengan menggunakan minimum yang ditentukan torsi mesin sesuai dengan daya berkelanjutan maksimum yang tersedia untuk tekanan permukaan laut dari 2.116 psf (1,013.25 hPa) pada 77 ° F (25 ° C) kondisi ambien di berat sertifikat maksimum yang relevan. Nilai VNE adalah tidak pernah melebihi kecepatan udara. Nilai-nilai VH dan VNE yang digunakan untuk sertifikasi suara harus terdaftar dalam disetujui *Rotorcraft Flight Manual.*

(f) profil referensi *approach.*

(1) Gambar H3 menggambarkan profil *approach,* termasuk kondisi referensi.

i) Awal profil *approach* diwakili oleh posisi helikopter E. Posisi helikopter dicatat untuk jarak yang cukup (EK) untuk memastikan pencatatan seluruh selang selama helikopter level kebisingan diukur dalam 10 dB dari Tone Maksimum

Dikoreksi dirasakan Level kebisingan (PNLTM). Jalur penerbangan referensi, *ErKrrepresents* kondisi penerbangan stabil dalam hal torsi, rpm, menunjukkan kecepatan udara, dan tingkat keturunan mengakibatkan sudut *approach* 6 °.

ii) Profil uji *approach* didefinisikan oleh sudut *approach* η melewati langsung di atas stasiun A pada ketinggian AH, untuk posisi K, yang mengakhiri profil *approach* kebisingan sertifikasi. *approach* uji sudut η harus antara 5,5 ° dan 6,5 °.

(2) Helikopter mendekati posisi H sepanjang slope *approach* 6 ° konstan sepanjang 10 dB turun jangka waktu. Helikopter melintasi posisi E dan hasil di sepanjang persimpangan *approach slope* lebih stasiun A hingga mencapai posisi K.

H36.5 Simbol Dan Unit

Berikut ini adalah simbol dan unit yang digunakan dalam lampiran ini untuk sertifikasi kebisingan helikopter memiliki arti sebagai berikut.

Profil cahaya Identifikasi Posisi

Position	*Description*
A	*Location of the noise measuring point at the flight-track noise measuring station vertically below the reference (takeoff, flyover, or approach) flight path.*
C	*Start of noise certification takeoff flight path.*
Cr	*Start of noise certification reference takeoff flight path.*
D	*Start of noise certification flyover flight path.*
Dr	*Start of noise certification reference flyover path.*
E	*Start of noise certification approach flight path.*
Er	*Start of noise certification reference approach flight path.*

F	*Position on takeoff flight path directly above noise measuring station A.*
Fr	*Position on reference takeoff path directly above noise measuring Station A.*
G	*Position on flyover flight path directly above noise measuring station A.*
gr	*Position on reference flyover path directly above noise measuring Station A.*
H	*Position on approach flight path directly above noise measuring station A.*
Hr	*Position on reference path directly above noise measuring Station A.*
I	*End of noise type certification takeoff flight path.*
Ir	*End of noise type certification reference takeoff flight path.*
J	*End of noise type certification flyover flight path.*
Jr	*End of noise type certification reference flyover flight path.*
K	*End of noise certification approach type flight path.*
Kr	*End of noise type certification reference approach flight path.*
L	*Position on measured takeoff flight path corresponding to PNLTM at station A.*
Lr	*Position on reference takeoff flight path corresponding to PNLTM of station A.*
M	*Position on measured flyover flight path corresponding to PNLTM of station A.*
Mr	*Position on reference flyover flight path corresponding to PNLTM of station A.*
N	*Position on measured approach flight path corresponding to PNLTM at station A.*
Nr	*Position on reference approach flight path corresponding to PNLTM at station A.*
S	*Sideline noise measuring station (note: a subscript denotes the aircraft orientation relative to the direction of flight).*

Profil Jarak Penerbangan

Jarak	*Unit*	*Meaning*
AF	*Feet*	*Takeoff Height. The vertical distance between helicopter and station A.*
AG	*Feet*	*Flyover Height. The vertical distance between the helicopter and station A.*
AH	*Feet*	*Approach Height. The vertical distance between the helicopter and station A.*
AL	*Feet*	*Measured Takeoff Noise Path. The distance from station A to the measured helicopter position L.*
Alr	*Feet*	*Reference Takeoff Noise Path. The distance from station A to the reference helicopter position Lr.*
AM	*Feet*	*Measured Flyover Noise Path. The distance from station A to the measured helicopter position M.*
AMr	*Feet*	*Reference Flyover Noise Path. The distance from station A to helicopter position Mron the reference flyover flight path.*
AN	*Feet*	*Measured Approach Noise Path. The distance from station A to the measured helicopter noise position N.*
ANr	*Feet*	*Reference Approach Noise Path. The distance from station A to the reference helicopter position Nr.*
CI	*Feet*	*Takeoff Flight Path Distance. The distance from position C at which the helicopter establishes a constant climb angle on the takeoff flight path passing over station A and continuing to position I at which the position of the helicopter need no longer be recorded.*
DJ	*Feet*	*Flyover Flight Path Distance. The distance from position D at which the helicopter is established on the flyover flight path passing over station A and continuing to position J at which the position of the helicopter need no longer be recorded.*
EK	*Feet*	*Approach Flight Path Distance. The distance from position E at which the helicopter establishes a constant angle on the approach flight path passing over station A and continuing to position K at which the position of the helicopter need no longer be recorded.*

Bagian B Kebisingan Pengukuran berdasarkan 36.801

H36.101 Pengujian Sertifikasi Kebisingan Dan Kondisi Pengukuran

(a) Umum. Bagian ini mengatur kondisi di mana pengujian sertifikasi kebisingan pesawat harus dilakukan dan prosedur pengukuran yang harus digunakan untuk mengukur helikopter kebisingan selama setiap pengujian.

(b) Persyaratan area pengujian.

(1). Tes untuk menunjukkan pemenuhan dengan helikopter tingkat sertifikasi kebisingan didirikan harus terdiri dari serangkaian *takeoff*, flyover tingkat, dan *approach* di mana pengukuran harus diambil pada kebisingan stasiun yang terletak pada titik-titik pengukuran ditentukan dalam bagian ini mengukur.

(2). Setiap uji *takeoff*, uji *flyover*, dan uji *approach* termasuk pengukuran simultan pada *flight-track* kebisingan stasiun mengukur secara vertikal di bawah jalur penerbangan referensi dan di dua stasiun sampingan kebisingan mengukur, satu di setiap sisi dari *reference flight track* 492 *feet* (150 m) dari , dan pada garis tegak lurus ke, jalur penerbangan dari kebisingan stasiun pengukuran.

(3). perbedaan antara elevasi baik mengukur stasiun sampingan kebisingan mungkin tidak berbeda dari kebisingan *flight-track* stasiun berukuran lebih dari 20 feet.

(4). Setiap kebisingan stasiun pengukuran harus *surrounded by terrain* yang tidak memiliki karakteristik penyerapan suara yang berlebihan, seperti mungkin disebabkan oleh *thick, matted, or tall grass, shrubs, or wooded areas.*

(5). selama periode ketika *takeoff* , *flyover*, atau *approach* kebisingan/ catatan waktu mengindikasikan pengukuran kebisingan dalam waktu 10 dB dari PNLTM, ada halangan yang secara signifikan mempengaruhi medan suara dari pesawat mungkin ada-

(i) untuk setiap *flight-track* atau *sideline noise measuring station*, dalam ruang berbentuk kerucut di atas posisi pengukuran (titik di tanah vertikal di bawah mikrofon), kerucut yang didefinisikan oleh sumbu normal tanah dan oleh sudut setengah 80 ° dari sumbu ini; dan

(ii) Untuk setiap stasiun sampingan kebisingan mengukur, di atas garis pandang antara mikrofon dan helicopter.

(6). jika *takeoff* atau pengujian *flyover* seri dilakukan pada bobot selain berat takeoff maksimum yang sertifikasi kebisingan diminta, persyaratan tambahan berikut berlaku:

(i) setidaknya satu tes takeoff dan satu tes flyover harus dilakukan pada, atau di atas, berat sertifikasi maksimum.

(ii) setiap pengujian berat harus berada dalam 5 persen atau -10 persen dari maksimum berat badan sertifikasi.

(7). setiap pengujian *approach* harus dilakukan dengan pesawat stabil dan mengikuti 6.0 derajat ± 0,5 sudut *approach* derajat dan harus memenuhi persyaratan dari bagian H36.107 dari bagian ini.

(8). jika tes seri *approach* dilakukan pada bobot selain berat pendaratan maksimum yang sertifikasi diminta, persyaratan tambahan berikut berlaku:

(i) sekurang-kurangnya satu tes *approach* harus dilakukan pada berat badan di, atau di atas, berat pendaratan maksimal.

(ii) setiap pengujian berat harus antara 5 persen dan -10 persen dari maksimum berat sertifikasi.

(c) Pembatasan cuaca. Tes harus dilakukan dibawah kondisi atmosfer berikut:

(1) tidak ada curah hujan atau endapan lainnya.

(2) suhu *Ambient* antara 14 ° F dan 95 ° F (-10 ° C dan 35 ° C), inklusif, pada titik 33 feet (10 meter) di atas tanah di mengukur stasiun kebisingan dan di pesawat.

Suhu dan kelembaban relatif diukur pada titik 33 feet (10 meter) di atas tanah di mengukur stasiun suara harus digunakan untuk menyesuaikan untuk penyerapan jalur propagasi.

(3) relative kelembaban dan suhu pada titik 33 feet (10 meter) di atas tanah di mengukur stasiun kebisingan dan di pesawat, adalah sedemikian rupa sehingga redaman suara di sepertiga band oktaf berpusat pada 8 kHz tidak lebih besar dari 12 dB / 100 meter dan kelembaban relatif antara 20 persen dan 95 persen, inklusif.

(4) kecepatan anginyang diukur pada 10 meter di atas tanah tidak melebihi 10 knot (19 km / jam) dan komponen crosswind tidak melebihi 5 knot (9 km / jam). Angin akan ditentukan dengan menggunakan periode rata-rata tiga puluh detik terus menerus yang mencakup 10dB bawah interval waktu.

(5) Tidak ada kondisi anomali meteorologi (termasuk turbulensi) yang secara signifikan akan mempengaruhi level kebisingan pesawat ketika kebisingan dicatat di setiap stasiun kebisingan mengukur.

(6) kecepatan angin, suhu, dan kelembaban relatif pengukuran diperlukan bawah lampiran harus diukur di sekitar stasiun suara berukuran 10 meter di atas tanah. Lokasi pengukuran meteorologi harus disetujui oleh Direktorat Jenderal sebagai wakil dari mereka yang kondisi atmosfer yang ada di dekat permukaan atas wilayah geografis yang pengukuran kebisingan pesawat dibuat. Dalam beberapa kasus, sebuah stasiun meteorologi tetap (seperti yang ditemukan di bandara atau fasilitas lainnya) dapat memenuhi persyaratan ini.

(7) temperature dan pengukuran kelembaban relatif harus diperoleh dalam waktu 30 menit dari setiap tes kebisingan.

(d) Prosedur pengujian pesawat udara.

(1) Prosedur pengujian Pesawat dan pengukuran kebisingan harus dilakukan dan diproses dengan cara yang menghasilkan ukuran evaluasi kebisingan ditunjuk sebagai *Effective Perceived Noise Level* (EPNL) dalam satuan EPNdB, seperti yang ditentukan dalam Lampiran A dari bagian ini.

(2) Ketinggian helikopter dan posisi lateral relatif terhadap mikrofon pengukuran lintasan penerbangan referensi (yang melewati stasiun jalur penerbangan kebisingan mengukur) harus ditentukan menggunakan metode yang disetujui oleh Direktorat Jenderal. Peralatan yang digunakan untuk penentuan harus independen dari instrumentasi penerbangan kokpit. sistem independen yang berlaku, *Laser trajectography*, atau *diferential global positioning system.*

(3) Posisi helikopter di sepanjang jalur penerbangan harus disinkronkan dengan kebisingan tercatat kebisingan stasiun mengukur dengan menggunakan sinyal waktu-disinkronisasi direkam pada sampling rate disetujui. Posisi helikopter harus dicatat relatif terhadap jalur penerbangan referensi selama seluruh interval waktu di mana sinyal yang terekam dalam 10 dB dari PNLTM. Pengukuran dan peralatan pengambilan sampel harus disetujui oleh Direktorat Jenderal sebelum pengujian.

(4) Data performa pesawat udara mencukupi untuk membuat koreksi yang diperlukan berdasarkan butir H36.205 lampiran ini harus dicatat pada tingkat pengambilan sampel yang disetujui oleh Direktorat Jenderal dan menggunakan peralatan yang disetujui oleh Direktorat Jenderal.

H36.103 Kondisi Uji Take off

(a) Bagian ini, di samping persyaratan yang berlaku dari bagian H36.101 dan H36.205 (b) lampiran ini, berlaku untuk semua tes kebisingan takeoff dilakukan dibawah Lampiran ini untuk menunjukkan pemenuhan dengan

Bagian 36.

(b) Serangkaian tes harus terdiri dari setidaknya enam penerbangan selama *flight-track noise measuring station* pengukuran (dengan pengukuran simultan di semua tiga stasiun kebisingan mengukur) sebagai berikut:

(1) Sebuah kecepatan udara baik Vy ± 5 knot atau kecepatan terendah disetujui ± 5 knot untuk pendakian setelah *takeoff*, mana kecepatan lebih besar, harus ditetapkan dan dipelihara sepanjang interval waktu 10 dB-down.

(2) Bagian *horizontal* dari setiap penerbangan uji harus dilakukan pada ketinggian 65 feet (20 meter) di atas permukaan tanah di flight-track noise measuring station.

(3) Saat mencapai titik 1.640 *feet* (500 meter) dari kebisingan stasiun pengukuran, helikopter harus stabil pada daya maksimum takeoff yang sesuai dengan mesin yang terpasang minimum (s) kekuatan spesifikasi yang tersedia untuk kondisi referensi ambien atau membatasi torsi gearbox, mana yang menurunkan.

(4) Helikopter harus dijaga sepanjang interval waktu 10 dB-down pada tingkat terbaik dari kecepatan pendakian Vy ± 5 knot, atau kecepatan disetujui termurah untuk pendakian setelah takeoff, mana yang lebih besar, untuk suhu sekitar 25° C pada permukaan laut .

(5) Rata-rata kecepatan rotor tidak harus bervariasi dari normal RPM rotor operasi maksimum lebih dari ± 1,0 persen selama selang waktu 10 dB-down.

(6) Helikopter harus tetap dalam ± 10 ° atau ± 65 feet (± 20 meter), mana yang lebih besar, dari vertikal di atas trek referensi sepanjang interval waktu 10dB-down.

(7) Sebuah konfigurasi takeoff konstan dipilih oleh pemohon harus dijaga sepanjang prosedur referensi takeoff dengan pendaratan posisi gigi konsisten dengan tes sertifikasi kelaikudaraan untuk mendirikan

terbaik rate-of-climb kecepatan, Vy.

H36.105 Kondisi Uji *Flyover*

(a) Bagian ini, di samping persyaratan yang berlaku dari bagian H36.101 dan H36.205 (c) dari lampiran ini, berlaku untuk semua tes kebisingan *flyover* dilakukan dibawah Lampiran ini untuk menunjukkan pemenuhan dengan Bagian 36.

(b) Serangkaian tes terdiri dari setidaknya enam penerbangan. Jumlah penerbangan tingkat dibuat dengan komponen angin harus sama dengan jumlah penerbangan tingkat dibuat dengan komponen penarik dengan pengukuran simultan sama sekali mengukur stasiun-tiga suara

(1) di tingkat konfigurasi cruise penerbangan;

(2) sebuah ketinggian 492 feet ± 30 feet (150 ± 9 meter) di atas permukaan tanah di *flight-track noise measuring station*; dan

(3) helikopter harus terbang dalam ± 10 ° atau ± 65 feet (± 20 meter), mana yang lebih besar, dari vertikal di atas trek referensi sepanjang interval waktu 10 dB-*down*.

(c) Setiap tes flyover kebisingan harus dilakukan-

(1) Sebuah kecepatan dari 0.9VH; 0.9VNE; 0.45VH + 65 kts (0.45VH + 120 km / jam); atau 0.45VNE + 65 kts (0.45VNE + 120 km / jam), yang mana kecepatan setidaknya, harus dipertahankan di seluruh bagian diukur dari *flyover* tersebut;

(2) Sebuah kecepatan rotor rata-rata, yang tidak harus bervariasi dari normal RPM rotor operasi maksimum lebih dari ± 1,0 persen selama selang waktu 10 dB-down.

(3) Dengan tenaga penstabilan selama periode ketika tingkat helikopter kebisingan diukur dalam 10 dB dari PNLTM.

(d) kecepatan udara tidak akan bervariasi dari referensi kecepatan udara oleh lebih dari ± 5 knot (9 km / jam).

H36.107 Kondisi Uji *Approach*

(a) Bagian ini, di samping persyaratan bagian H36.101 dan H36.205 (d) lampiran ini, berlaku untuk semua tes approach dilakukan dibawah Lampiran ini untuk menunjukkan pemenuhan dengan Bagian 36.

(b) Serangkaian tes harus terdiri dari setidaknya enam penerbangan selama penerbangan-lagu stasiun noise pengukuran (dengan pengukuran simultan di tiga stasiun kebisingan mengukur) –

(1) Pada kemiringan *approach* 6 ° ± 0,5 °;

(2) Pada ketinggian 394 ± 33 feet (120 ± 10 meter)

(3) Helikopter harus terbang dalam ± 10 ° atau ± 65 feet (± 20 meter) toleransi deviasi lateral, mana yang lebih besar, dari vertikal di atas trek referensi sepanjang interval waktu 10 dB-down;

(4) Pada kecepatan udara yang distabilkan sama dengan tingkat *certificated best rate of climb* Vy, atau kecepatan disetujui terendah untuk *approach*, mana yang lebih besar, dengan daya stabil selama *approach* dan di atas titik acuan jalur penerbangan, dan terus gol normal; dan

(5) Pada kecepatan rotor rata-rata, yang mungkin tidak bervariasi dari normal RPM rotor operasi maksimum lebih dari ± 1,0 persen selama selang waktu 10 dB-down; dan

(6) konfigurasi approach konstan digunakan dalam tes sertifikasi Kelaikudaraan, dengan landing gear diperpanjang, harus dijaga sepanjang prosedur referensi *approach*.

(c) kecepatan udara tidak bervariasi dari referensi kecepatan udara oleh lebih dari ± 5 knot (± 9 km / jam).

H36.109 Pengukuran kebisingan helicopter yang Diterima Di darat

sistem pengukuran dan pelaksanaan pengukuran, kalibrasi dan prosedur analisis umum yang akan digunakan disediakan dalam Lampiran A, bagian A36.3 dari bagian ini.

H36.111 Pelaporan Dan Mengoreksi data Terukur

(a) Umum. Data yang mewakili pengukuran fisik, dan koreksi data yang diukur, termasuk koreksi untuk pengukuran penyimpangan respon peralatan, harus dicatat dalam bentuk permanen dan ditambahkan ke catatan. Setiap koreksi harus dilaporkan dan sesuai dengan persetujuan Direktorat Jenderal. Perkiraan harus dibuat setiap individu kesalahan yang melekat di setiap operasi yang digunakan dalam memperoleh data akhir.

(b) Data pelaporan.

(1) tekanan suara yang diukur dan dikoreksi harus disajikan dalam tingkatan Band oktaf diperoleh dengan peralatan yang sesuai dengan standar yang ditentukan dalam bagian H36.109 lampiran ini.

(2) jenis peralatan yang digunakan untuk pengukuran dan analisis dari semua akustik, kinerja pesawat, dan data meteorologi harus dilaporkan.

(3) data lingkungan atmosfer yang diperlukan untuk menunjukkan pemenuhan dengan lampiran ini, diukur selama periode pengujian, harus dilaporkan.

(4) Conditions topografi lokal, tipe permukaan tanah, atau peristiwa yang dapat mengganggu rekaman suara harus dilaporkan.

(5) informasi pesawat berikut harus dilaporkan:

(i) Type, model, dan nomor seri, jika ada, mesin pesawat dan rotor.

(ii) Dimensi bruto pesawat dan lokasi mesin.

(iii) berat kotor pesawat udara untuk setiap uji coba.

(iv) Konfigurasi pesawat udara, termasuk posisi landing gear.

(v) Kecepatan udara dalam knot.

(vi) performa mesin helikopter seperti yang ditetapkan dari instrumen pesawat dan data pabrikan.

(vii) jalur penerbangan pesawat udara, di atas permukaan tanah dalam feet, ditentukan oleh metode yang disetujui Direktorat Jenderal yang independen dari instrumentasi penerbangan

normal, seperti pelacakan radar, teodolit triangulasi, Laser trajectography, atau teknik skala fotografi.

(6) kecepatan pesawat udara, dan posisi, dan parameter performa mesin harus dicatat pada tingkat sampling yang disetujui yang cukup untuk memperbaiki sertifikasi kebisingan kondisi uji referensi yang ditentukan dalam bagian H36.3 lampiran ini. posisi lateral relatif terhadap referensi *flight-track* harus dilaporkan.

(c) Perbaikan data.

(1) Posisi pesawat udara, data performa data dan pengukuran kebisingan harus dikoreksi dengan kondisi referensi sertifikasi suara seperti yang ditentukan dalam bagian H36.3 dan H36.205 lampiran ini.

(2) jalur penerbangan yang diukur harus diperbaiki oleh jumlah yang sama dengan perbedaan antara jalur penerbangan diprediksi pemohon untuk kondisi referensi sertifikasi dan jalur penerbangan yang diukur pada kondisi uji. koreksi yang diperlukan berkaitan dengan helikopter jalur penerbangan atau kinerja dapat berasal dari data yang disetujui Ditjen Perhubungan Udara untuk perbedaan antara kondisi diukur dan referensi, bersama-sama dengan nilai yang diperbolehkan sesuai untuk redaman suara dengan jarak. The Effective percieved noise level (EPNL) koreksi tidak boleh melebihi 2,0 EPNdB kecuali untuk takeoff kondisi penerbangan, di mana koreksi mungkin tidak melebihi 4.0 EPNdB, yang jumlah aritmatika dari Δ1 (diuraikan dalam bagian H36.205 (f) (1)) dan istilah - 7,5 log (AL / ALR) dari Δ2term (diuraikan dalam bagian H36.205 (g) (1) (i)) tidak boleh melebihi 2,0 EPNdB, untuk setiap kombinasi dari berikut:

(i) helikopter tidak melewati secara vertikal di atas stasiun pengukur.

(ii) Setiap perbedaan antara jalur penerbangan

referensi dan jalur uji terbang yang sebenarnya; dan

(iii) persyaratan koreksi yang lebih rinci ditentukan dalam bagian H36.205 lampiran ini.

(3) *Sound Pressure Level* helikopter dalam interval waktu 10 dB-down harus melebihi rata-rata latar belakang *Sound Pressure Level* ditentukan berdasarkan Bagian B36.3.9.11 oleh setidaknya 3 dB di masing-masing band oktaf, atau harus diperbaiki berdasarkan metode yang disetujui Ditjen Hubud.

(d) Validasi hasil.

(1) Hasil pengujian harus menghasilkan tiga nilai EPNL rata dalam batas-batas kepercayaan 90 persen, masing-masing nilai yang terdiri dari rata-rata aritmatika dari pengukuran kebisingan dikoreksi untuk semua tes yang valid berjalan di take off , flyover tingkat, dan kondisi approach. Batas kepercayaan 90 persen berlaku secara terpisah untuk *takeoff, flyover*, dan *approach.*

(2) Ukuran sampel minimum yang dapat diterima untuk masing-masing takeoff, *approach*, dan pengukuran sertifikasi *flyover* adalah enam. Jumlah sampel harus cukup besar untuk membangun statistik untuk masing-masing dari tiga tingkat sertifikasi rata kebisingan batas kepercayaan 90 persen yang tidak melebihi ± 1,5 EPNdB. Tidak ada hasil tes dapat dihilangkan dari proses rata-rata, kecuali ditentukan lain oleh Direktorat Jenderal.

(3) Untuk mematuhi lampiran ini, minimal enam *takeoff* , enam *approach*, dan enam *flyover* tingkat diperlukan. Untuk dihitung dalam persyaratan ini, setiap peristiwa penerbangan harus secara sah tercatat pada ketiga stasiun kebisingan mengukur.

(4) Nilai-nilai yang disetjui VHand Vyused dalam menghitung kondisi pengujian dan referensi dan profil penerbangan harus dilaporkan bersama dengan *Sound Pressure Level* diukur dan dikoreksi.

H36.113 Suara Attenuation Atmosfer

(a) Nilai dari sepertiga band oktaf spektrum yang diukur selama helikopter tes sertifikasi kebisingan dibawah Lampiran ini harus sesuai, atau diperbaiki, dengan kondisi referensi ditentukan dalam bagian H36.3 (a). Setiap koreksi harus memperhitungkan setiap perbedaan dalam redaman atmosfer suara antara kondisi uji-hari dan kondisi referensi-hari di sepanjang jalur propagasi suara antara pesawat dan mikrofon. Kecuali kondisi meteorologi berada dalam jendela tes ditentukan dalam lampiran ini, data pengujian tidak dapat diterima.

(b) Tingkat attenuation. Prosedur untuk menentukan tingkat redaman atmosfer suara dengan jarak masing-masing sepertiga band oktaf harus ditentukan sesuai dengan *Society of Automotive Engineering* (SAE) ARP 866A. Persamaan atenuasi atmosfer disediakan di kedua sistem Internasional dan Inggris unit di bagian A36.7 dari bagian ini.

(c) Perbaikan untuk redaman atmosfer.

(1) Nilai EPNL dihitung untuk data yang diukur harus dikoreksi whenever-

(i) Suhu kondisi lingkungan atmosfer dan kelembaban relatif tidak sesuai dengan kondisi referensi, 77 ° F dan 70%, masing-masing, atau

(ii) jalur penerbangan yang diukur tidak sesuai dengan jalur penerbangan referensi.

(iii) suhu dan kelembaban relatif diukur pada 33 feet (10 meter) di atas tanah harus digunakan untuk menyesuaikan untuk penyerapan jalur propagasi.

(2) Nilai tengah tingkat redaman atas jalur propagasi suara lengkap dari pesawat untuk mikrofon harus dihitung untuk setiap band oktaf dari 50 Hz sampai 10.000 Hz. Angka ini harus digunakan dalam menghitung koreksi yang diperlukan di bagian H36.111 (d) lampiran ini.

Bagian C Evaluasi Kebisingan Dan Perhitungan berdasarkan 36.803

H36.201 Evaluasi Kebisingan di EPNdB.

(a) *Effective Perceived Noise Level* (EPNL), dalam satuan *effective perceived noise decibels* (EPNdB), harus digunakan untuk mengevaluasi nilai-nilai level kebisingan di bawah 36.803 dari bagian ini. Kecuali sebagaimana diatur dalam paragraf (b) bagian ini, prosedur dalam lampiran A dari Bagian 36 harus digunakan untuk menghitung EPNL. Lampiran A mencakup persyaratan yang mengatur penentuan nilai kebisingan, termasuk perhitungan:

(1) *perceived noise levels*;

(2) perbaikan untuk penyimpangan spektral;

(3) perbaikan tone;

(4) perbaikan durasi;

(5) *effective perceived noise level*; dan

(6) formulasi matematik dari *noy table*.

(b) Tidak bertentangan dengan ketentuan bagian A36.4.3.1 (a), untuk sertifikasi kebisingan helikopter, koreksi untuk penyimpangan spektral akan mulai dengan *Sound Pressure Level* yang dikoreksi dalam 50 Hz oktaf Band.

H36.203 Perhitungan Level kebisingan

(a) Untuk menunjukkan pemenuhan dengan batas level kebisingan dari bagian H36.305, nilai-nilai kebisingan diukur secara simultan pada tiga suara mengukur poin harus deret hitung rata-rata untuk mendapatkan nilai EPNdB tunggal untuk setiap penerbangan.

(b) Penghitungan level kebisingan untuk masing-masing seri uji kebisingan, yaitu, *takeoff* , *flyover,* atau *approach* harus rata-rata numerik dari setidaknya enam nilai-nilai EPNdB penerbangan terpisah. 90 persen batas kepercayaan untuk semua tes yang valid berjalan berdasarkan Bagian H36.111 (d) lampiran ini berlaku secara terpisah dengan nilai-nilai EPNdB untuk setiap seri uji kebisingan.

H36.205 Prosedur perbaikan data yang terinci

(a) Umum. Jika kondisi pengujian tidak sesuai dengan yang ditetapkan sebagai kondisi acuan sertifikasi kebisingan berdasarkan Bagian H36.305 lampiran ini, prosedur koreksi berikut berlaku:

(1) jika ada perbedaan antara tes dan referensi kondisi diukur, koreksi yang tepat harus dilakukan untuk EPNL dihitung dari data kebisingan diukur. Kondisi yang dapat menghasilkan nilai yang berbeda termasuk:

(i) Penyerapan atmosfer dari suara berdasarkan kondisi pengujian diukur yang berbeda dengan kondisi tes acuan; atau

(ii) jalur penerbangan yang diukur berbeda dari jalur penerbangan referensi.

(2) prosedur koreksi berikut ini dapat menghasilkan satu atau lebih nilai koreksi yang mungkin yang harus ditambahkan aljabar ke EPNL dihitung untuk membawanya ke referensi kondisi:

(i) profil penerbangan harus ditentukan untuk kedua referensi dan uji kondisi. Prosedur membutuhkan suara dan merekam jalur penerbangan dengan sinyal waktu disinkronkan dari mana profil tes dapat digambarkan, termasuk posisi pesawat yang PNLTM diamati di mengukur stasiun kebisingan. Untuk take off , profil penerbangan dikoreksi untuk referensi kondisi mungkin berasal dari Direktorat Jenderal Perhubungan Udara disetujui data produsen.

(ii) jalur propagasi suara ke mikrofon dari posisi pesawat yang sesuai dengan PNLTM harus ditentukan untuk profil kedua tes dan referensi. Nilai-nilai SPL dalam spektrum PNLTM kemudian harus dikoreksi untuk efek-

(A) perubahan penyerapan suara atmosfer;

(B) penyerapan suara atmosfer pada perbedaan linear antara dua panjang jalan suara; dan

(C) hukum kuadrat terbalik pada perbedaan suara panjang lintasan propagasi. nilai-nilai yang dikoreksi dari SPL kemudian harus dikonversi ke nilai PNLTM kondisi referensi dari yang PNLTM harus dikurangi. Selisih merupakan koreksi yang harus ditambahkan aljabar ke EPNL dihitung dari data yang diukur.

(iii) seperti yang diobservasi pada stasiun pengukuran kebisingan, PNLTM jarak yang diukur berbeda dari jarak referensi PNLTM dan karena itu rasio harus dihitung dan digunakan untuk menentukan faktor koreksi durasi kebisingan. *maximum tone corrected perceived noise level* EPNL, ditentukan oleh jumlah aljabar dari nada maksimum dikoreksi dirasakan level kebisingan (PNLTM) dan faktor durasi koreksi.

(iv) untuk pesawat udara yang terbang *flyover*, sumber alternatif kebisingan koreksi memerlukan persetujuan Ditjen Perhubungan Udara dan harus ditentukan dan disesuaikan untuk memperhitungkan perubahan level kebisingan yang disebabkan oleh perbedaan antara kondisi uji diukur dan kondisi acuan.

(b) Profil *takeoff*.

(1) Gambar H1 menggambarkan profil *takeoff typical*, termasuk kondisi referensi.

(i) Referensi jalur penerbangan takeoff dijelaskan dalam bagian H36.3 (c).

(ii) Parameter uji adalah fungsi dari kinerja helikopter dan berat dan kondisi atmosfer suhu, tekanan, kecepatan dan arah angin.

Untuk *takeoff* yang sebenarnya, helikopter mendekati posisi C di tingkat penerbangan pada 65 feet (20 meter) di atas permukaan tanah di trek penerbangan kebisingan stasiun pengukuran dan ateither Vy ± 5 knot atau kecepatan disetujui

termurah untuk pendakian setelah take off , mana kecepatan lebih besar.

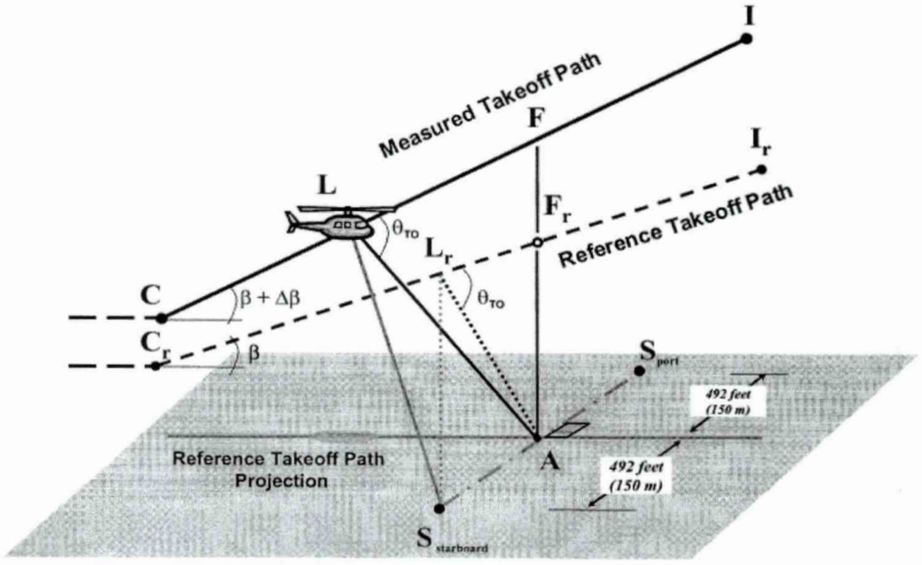


Figure H1.
Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles

(2) Gambar H1 menggambarkan hubungan geometris signifikan mempengaruhi propagasi suara. Posisi L merupakan lokasi helikopter di jalan takeoff diukur dari yang PNLTM diamati di stasiun A, dan LRIS posisi yang sesuai pada jalur propagasi suara referensi. jalur propagasi AL dan ALrboth membentuk sudut yang sama Θ (theta) relatif terhadap jalur penerbangan masing-masing.

(a) profil tingkat flyover. (1) Jenis kebisingan profil tingkat sertifikasi flyover ditunjukkan pada Gambar H2. Kecepatan udara harus distabilkan dalam ± 5 knot dari kecepatan udara referensi ditentukan dengan prosedur di bagian H36.3

(b) Jumlah penerbangan tingkat dibuat dengan komponen *headwind* harus sama dengan jumlah penerbangan tingkat dibuat dengan komponen *tailwind*.

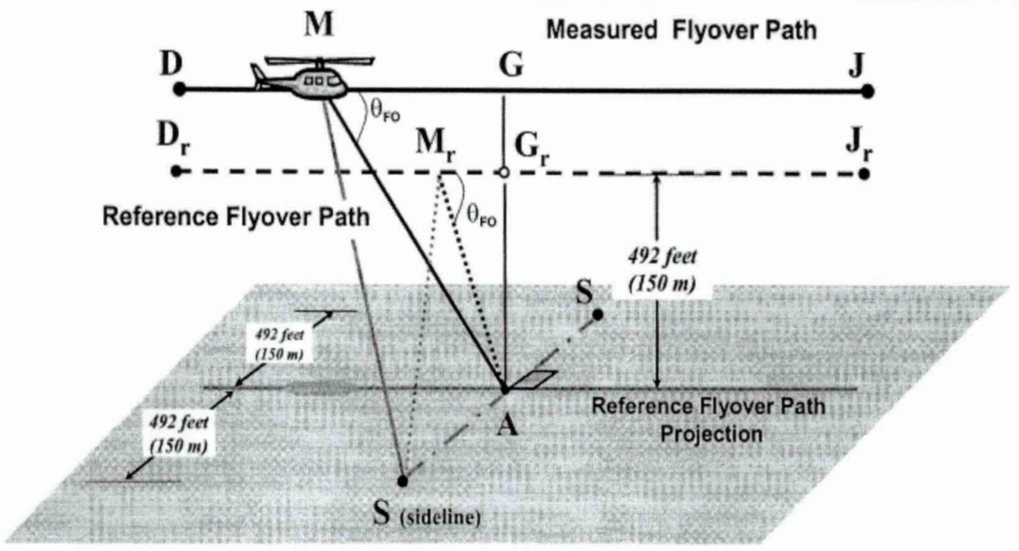


Figure H2.
Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles

(3) Gambar H2 menggambarkan profil flyover perbandingan ketika kondisi pengujian tidak sesuai dengan kondisi referensi yang ditentukan. Posisi helikopter harus *recorded for a distance* (DJ) cukup untuk memastikan rekaman seluruh selang selama tingkat helikopter kebisingan diukur dalam waktu 10 dB dari PNLTM, seperti yang diperlukan. Profil flyover didefinisikan oleh ketinggian AG yang merupakan fungsi dari kondisi operasi dikendalikan oleh pilot. Posisi M merupakan lokasi helikopter di jalur penerbangan jembatan diukur yang PNLTM diamati di stasiun A, dan MRI posisi yang sesuai pada jalur penerbangan referensi.

(c) profil *approach.*

(1) Gambar H3 menggambarkan profil approach yang khas, termasuk kondisi referensi.

(2) helikopter yang *approach* pada posisi H sepanjang slope approach 6 ° (± 0,5 °) rata-rata sepanjang interval waktu 10dB-*down.* Penyimpangan dari 6 ° rata kemiringan *approach* harus disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara sebelum pengujian.

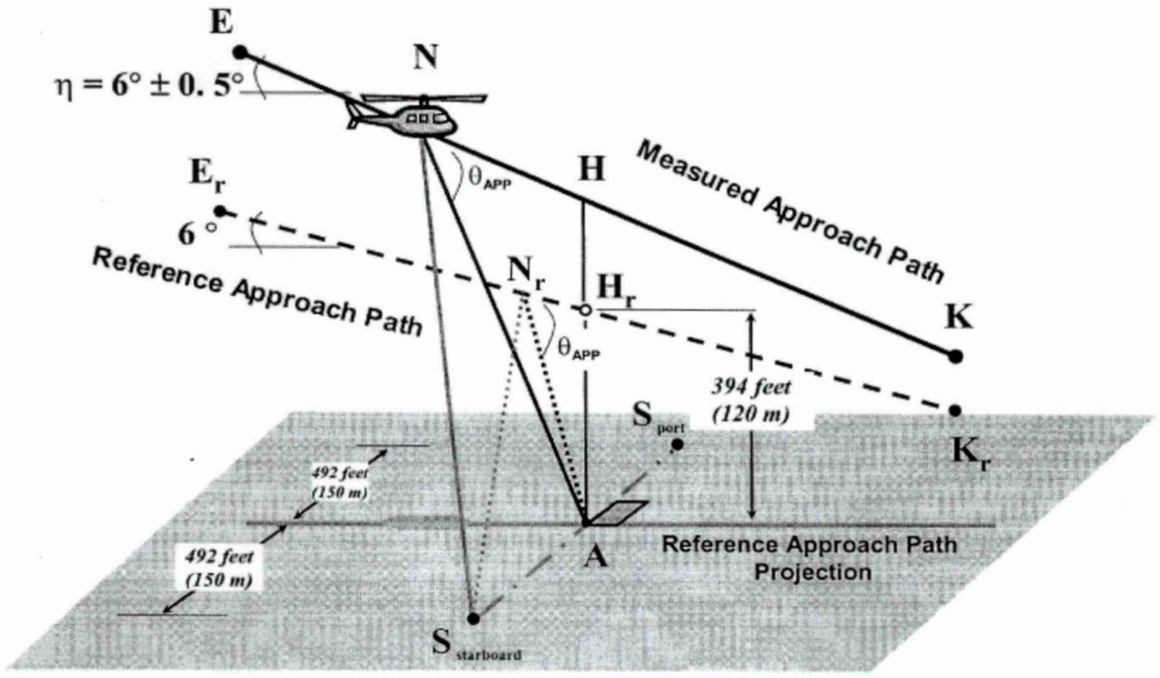


Figure H3.
Comparison of Measured and Reference Approach Profiles

(3) Gambar H3 menggambarkan bagian-bagian dari jalur penerbangan diukur dan approach referensi termasuk hubungan geometris signifikan mempengaruhi propagasi suara. jalur approach diukur diwakili oleh segmen EK dengan approach yang diijinkan sudut Θ. posisi referensi, Erand Kr, mendefinisikan sudut approach referensi ideal dari 6 °. Posisi N merupakan lokasi helikopter di jalur penerbangan approach terukur yang PNLTM diamati untuk mengukur stasiun A, dan NRIs posisi yang sesuai pada approach referensi jalur penerbangan. Jalur propagasi diukur dan referensi kebisingan AN dan PPA, masing-masing, keduanya membentuk sudut yang sama, ΘAPP, sesuai dengan PNLTM relatif terhadap jalur penerbangan approach mereka.

(d) Perbaikan kebisingan pada sumbernya selama tingkat *flyover*.

(1) Untuk tingkat overflight, jika ada kombinasi dari tiga faktor berikut, kecepatan udara penyimpangan dari referensi, penyimpangan kecepatan rotor dari

referensi, dan penyimpangan temperatur dari referensi, hasil suara menghubungkan parameter yang nilainya menyimpang dari nilai referensi dari parameter ini, maka sumber kebisingan penyesuaian harus ditentukan dari data produsen yang disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

(2) *Off-reference tip Mach number* penyesuaian harus didasarkan pada kurva sensitivitas PNLTM dibandingkan memajukan jumlah ujung pisau Mach, disimpulkan dari overflights dilakukan pada kecepatan yang sangat berbeda seputar kecepatan udara referensi. Jika pesawat uji tidak dapat mencapai nilai referensi, kemudian ekstrapolasi dari kurva sensitivitas diperbolehkan jika data yang menutupi setidaknya kisaran 0,03 unit Mach. The memajukan *blade tip Mach number* harus dihitung dengan menggunakan kecepatan udara benar, atas kapal suhu udara luar, dan kecepatan rotor. Sebuah PNLTM terpisah dibandingkan berfungsi memajukan *blade tip Mach number* harus diturunkan untuk masing-masing lokasi mikrofon tiga sertifikasi, yaitu, tengah, sampingan kiri, dan sampingan yang tepat. Sampingan kiri dan kanan didefinisikan relatif terhadap arah penerbangan untuk masing-masing berjalan.

(e) Perbaikan PNLT. Jika kondisi atmosfer ambient diukur dari suhu dan kelembaban relatif berbeda dari yang diresepkan sebagai kondisi referensi dibawah Lampiran ini (77 derajat F dan 70 persen, masing-masing), koreksi terhadap nilai-nilai EPNL harus dihitung dari data yang diukur dalam paragraf (a) dari bagian ini sebagai berikut:

(1) *Takeoff flight path.* Untuk jalur penerbangan *takeoff* ditunjukkan pada Gambar H1, spektrum PNLTM diamati di stasiun A untuk pesawat pada posisi L diurai menjadi SPL (i) nilai-nilai individu.

(i) Langkah 1. Satu set nilai-nilai dikoreksi kemudian dihitung sebagai berikut:

SPL (i) r = SPL (i) + C [α (i) -α (i) o] AL + C α (i) o (AL - ALR) + 20 log (AL / ALR)

dimana SPL (i) dan SPL (i)rare *Sound Pressure Level* diukur dan dikoreksi, masing-masing, pada sepertiga band oktaf. Istilah koreksi pertama menyesuaikan untuk efek dari perubahan penyerapan suara atmosfer di mana α (i) dan α (i) adalah koefisien redaman suara untuk ujian dan referensi kondisi atmosfer, masing-masing, untuk sepertiga band oktaf, dan AL adalah takeoff suara jalur propagasi diukur. Faktor konversi konstan, C, adalah 0,001 untuk Sistem English Unit dan 0,01 untuk Sistem Satuan Internasional. Istilah koreksi kedua menyesuaikan dengan dampak dari pelemahan atmosfer karena perbedaan dalam propagasi suara panjang jalur dimana ALr adalah Referensi takeoff jalur propagasi suara. Istilah koreksi ketiga, yang dikenal sebagai hukum "*inverse square*",

(ii) Langkah 2. Nilai yang dikoreksi dari SPL (i)rare kemudian diubah untuk referensi kondisi PNLT dan istilah koreksi dihitung sebagai berikut:

$\Delta 1$ = PNLT - PNLTM

Yang merupakan koreksi yang ditambahkan secara aljabar ke EPNL dihitung dari data yang diukur.

(2) *Level flyover flight path.*

(i) Prosedur yang dijelaskan dalam paragraf (f) (1) dari bagian ini untuk jalur takeoff juga digunakan untuk jalur tingkat *flyover*, dengan nilai-nilai SPL (i) berhubungan dengan jalur propagasi *flyover* suara yang ditunjukkan pada Gambar H2 sebagai berikut :

SPL (i) r = SPL (i) + C [α (i) -α (i) o] AM + C α (i) o (AM - Amr) + 20 log (AM / AMR)

Dimana garis AM dan AMrare jalur diukur dan propagasi tingkat referensi *flyover* suara, masing-masing.

(ii) Prosedur pengingat adalah sama untuk kondisi *flyover* sebagai yang ditentukan dalam paragraf (f) (1) (ii) bagian ini mengenai jalur penerbangan *take off* .

(3) Jalur *approach.*

(i) prosedur pada paragraf (f) (1) dari bagian ini untuk jalur takeoff juga digunakan untuk jalur *approach*, dengan nilai-nilai SPL (i) yang berkaitan dengan approach jalur propagasi suara yang ditunjukkan pada Gambar H3 sebagai berikut:
SPL (i) r = SPL (i) + C [α (i) -α (i) o] AN + C α (i) o (AN - ANR) + 20 log (AN / ANR)
Dimana garis AN dan ANrare diukur dan approach referensi jalur propagasi suara, masing-masing.

(ii) prosedur pengingat adalah sama untuk kondisi approach seperti yang ditentukan dalam paragraf (f) (1) (ii) bagian ini mengenai jalur penerbangan take off .

(4) Garis samping mikrofon.

(i) prosedur yang ditentukan dalam paragraf (f) (1) dari bagian ini untuk jalur takeoff juga digunakan untuk propagasi ke lokasi sampingan, dengan nilai-nilai SPL (i) berkaitan sebagai berikut untuk diukur sampingan jalur propagasi suara yang ditunjukkan pada Gambar H3 sebagai berikut:
SPL (i) r = SPL (i) + C [α (i) -α (i) o] SX + C α (i) o (SX - SXR) + 20 log (SX / SXR)

Dimana S adalah stasiun pengukur sampingan dan, berdasarkan kondisi penerbangan, posisi helikopter, X dan Xr, sesuai dengan:

X = L, dan Xr = Lrfor takeoff X = M, dan Xr = Mrfor flyover

X = N, dan Xr = approach Nrfor

(ii) prosedur pengingat adalah sama untuk jalur sampingan sebagai yang ditentukan dalam paragraf (f) (1) (ii) bagian ini mengenai jalur penerbangan take off .

(f) Perbaikan durasi.

(1) Jika diukur takeoff dan penerbangan approach jalur tidak sesuai dengan yang ditetapkan sebagai jalur diperbaiki dan penerbangan referensi, masing-masing, berdasarkan Bagian A36.5 (d) (2) akan diperlukan untuk menerapkan koreksi durasi dengan nilai-nilai EPNL dihitung dari data yang diukur. koreksi tersebut harus dihitung sebagai berikut:

(i) jalur penerbangan take off . Untuk jalur takeoff ditunjukkan pada Gambar H1, istilah koreksi dihitung menggunakan formulasi yang

$$\Delta 2 = -7{,}5 \log (AL / ALR) + 10 \log (V / Vr)$$

which merupakan koreksi yang harus ditambahkan aljabar ke EPNL dihitung dari data yang diukur. Panjang AL dan ALrare diukur dan referensi takeoff jarak dari posisi pengukuran kebisingan A ke diukur dan jalur referensi take off , masing-masing. Tanda negatif menunjukkan bahwa, untuk kasus tertentu koreksi durasi, EPNL dihitung dari data yang diukur harus dikurangi jika jalur takeoff diukur di ketinggian lebih besar dari jalur referensi take off .

(ii) Tingkat jalur penerbangan *flyover*. Untuk tingkat flyover jalur penerbangan, istilah koreksi dihitung menggunakan formulasi yang

$\Delta 2 = -7{,}5 \log (AM / AMr) + 10 \log (V / Vr)$

Dimana AM adalah jarak terbang flyover yang diukur dari posisi pengukuran kebisingan A ke flyover diukur, dan AMris jarak referensi dari stasiun A ke jalur referensi *flyover*.

(iii) Jalur penerbangan mendekat. Untuk jalur approach yang ditunjukkan pada Gambar H3, istilah koreksi dihitung menggunakan formulasi yang

$\Delta 2 = -7{,}5 \log (AN / ANr) + 10 \log (V / Vr)$

Dimana AN adalah approach yang diukur jarak dari posisi pengukuran kebisingan A ke jalur approach terukur, dan ANris jarak referensi dari stasiun A ke jalur *approach* referensi.

(iv) Garis samping mikrofon. Untuk jalur penerbangan sampingan, istilah koreksi dihitung menggunakan formulasi yang

$\Delta 2 = -7{,}5 \log (SX / SXr) + 10 \log (V / Vr)$

Dimana S adalah stasiun sampingan pengukuran dan berdasarkan pada kondisi penerbangan, posisi helikopter, X dan Xr, sesuai dengan:

X = L, dan Xr = Lrfor takeoff X = M, dan Xr = Mrfor flyover

X = N, dan Xr = *Nrfor approach*

(2) Prosedur penyesuaian dijelaskan dalam bagian ini berlaku untuk mikrofon sampingan dalam kasus-kasus take-off, overflight, dan approach. Meskipun emisi kebisingan sangat tergantung pada pola directivity, variabel dari satu jenis helikopter yang lain, propagasi sudut Θ harus sama untuk tes dan penerbangan referensi jalur. Sudut elevasi ψ tidak akan dibatasi tetapi harus ditentukan dan dilaporkan.

Otoritas sertifikasi harus menetapkan batasan diterima di ψ. Koreksi data yang diperoleh ketika batas ini terlampaui harus diterapkan menggunakan prosedur yang disetujui Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

Bagian D Batas Kebisingan Berdasarkan 36.805

H36.301 Pengukuran Kebisingan, Evaluasi, dan Perhitungan

pemenuhan terhadap lampiran bagian ini harus ditunjukkan dengan level kebisingan diukur, dievaluasi, dan dihitung sebagaimana diatur dalam Bagian B dan C dari lampiran ini.

H36.303 [Dicadangkan]

H36.305 Level kebisingan

(a) Batas. Untuk memenuhi lampiran ini, harus ditunjukkan oleh uji terbang bahwa level kebisingan yang dihitung dari helikopter, pada titik-titik pengukuran dijelaskan dalam bagian H36.305 (a) dari lampiran ini, tidak melebihi berikut, dengan interpolasi yang tepat antara bobot :

(1) Batas suara *Stage* 1 untuk perubahan akustik untuk helikopter adalah sebagai berikut:

(i) Untuk *takeoff*, *flyover*, dan *approach* dihitung tingkat kebisingan, tingkat kebisingan dari setiap *Stage* 1 helikopter yang melebihi Stage 2 batas kebisingan plus 2 EPNdB tidak mungkin, setelah perubahan dalam desain jenis, melebihi tingkat suara dibuat sebelum perubahan dalam desain jenis.

(ii) Untuk *takeoff* , *flyover*, dan *approach* dihitung tingkat kebisingan, tingkat kebisingan dari setiap *Stage* 1 helikopter yang tidak melebihi *Stage* 2 batas kebisingan ditambah 2 EPNdB tidak dapat, setelah perubahan desain jenis, melebihi *Stage* 2 suara batas ditambah 2 EPNdB.

(2) Batas Suara *Stage* 2 adalah sebagai berikut:

(i) Untuk *takeoff* dihitung tingkat kebisingan -109 EPNdB untuk bobot *takeoff* maksimum 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, dikurangi dengan 3,01 EPNdB per mengurangi separuh dari berat badan turun ke 89 EPNdB, setelah batas konstan.

(ii) Untuk *flyover* dihitung tingkat kebisingan -108 EPNdB untuk bobot maksimum 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, dikurangi dengan 3,01 EPNdB per mengurangi separuh dari berat turun sampai 88 EPNdB, setelah batas konstan.

(iii) Untuk *approach* dihitung tingkat kebisingan -110 EPNdB untuk bobot maksimum 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, dikurangi dengan 3,01 EPNdB per mengurangi separuh dari berat badan turun sampai 90 EPNdB, setelah batas konstan.

(3) Batas Suara *Stage* 3 adalah sebagai berikut:

(i) Untuk *takeoff* -Untuk helikopter yang memiliki berat *takeoff* maksimum yang tersertifikasi 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, batas kebisingan 106 EPNdB, yang menurunkan linear dengan logaritma dari berat helikopter (massa) pada tingkat 3,0 EPNdB per mengurangi separuh dari berat (massa) ke 86 EPNdB, setelah batas konstan.

(ii) Untuk flyover-Untuk helikopter yang memiliki berat takeoff maksimum yang tersertifikasi 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, batas kebisingan 104 EPNdB, yang menurunkan linear dengan logaritma dari berat helikopter (massa) pada tingkat 3,0 EPNdB per mengurangi separuh dari berat (massa) ke 84 EPNdB, setelah batas konstan.

(iii) Untuk approach-Untuk helikopter yang memiliki berat takeoff maksimum yang tersertifikasi 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, batas kebisingan 109 EPNdB, yang menurunkan linear

dengan logaritma dari berat helikopter (massa) pada tingkat 3,0 EPNdB per mengurangi separuh dari berat (massa) ke 89 EPNdB, setelah batas konstan.

(b) *Tradeoffs*. Kecuali untuk *extent limited* berdasarkan section 36.11 (b) dari bagian ini, batas kebisingan ditentukan dalam paragraf (a) dari bagian ini dapat dilampaui oleh satu atau dua dari *takeoff*, *flyover*, atau *approach* dihitung level kebisingan ditentukan berdasarkan Bagian H36. 203 dari lampiran ini jika

(1) Jumlah dari pelampauan tidak lebih dari 4 EPNdB;

(2) Tidak ada pelampauan lebih besar dari 3 EPNdB; dan

(3) Pelampauan diimbangi secara menyeluruh dengan penurunan level kebisingan lain yang diperlukan dihitung.

LAMPIRAN J - ALTERNATIF SERTIFIKASI KEBISINGAN HELIKOPTER BERDASARKAN SUB H MTOW TIDAK LEBIH DARI 7.000 POUND

Bagian A Kondisi Acuan

J36.1 Umum

lampiran ini mengatur persyaratan sertifikasi kebisingan alternatif diidentifikasi di bawah 36.1 bagian dan sub bagian ini H dari untuk helikopter kategori *primary, normal, transport,* dan *restricted* yang memiliki berat MTOW tidak lebih dari 7.000 pon termasuk:

(a) kondisi di mana tes sertifikasi suara alternatif berdasarkan sub bagian H dari bagian ini harus dilakukan dan prosedur pengukuran alternatif yang harus digunakan di bawah 36.801 dari bagian ini untuk mengukur kebisingan helikopter selama pengujian;

(b) prosedur alternatif yang harus digunakan berdasarkan 36.803 dari bagian ini untuk memperbaiki data diukur dengan kondisi acuan dan menghitung jumlah evaluasi kebisingan ditunjuk sebagai *Sound Exposure Level* (SEL); dan

(c) batas kebisingan yang sesuai harus ditampilkan berdasarkan 36.805 dari bagian ini.

J36.3 Pengujian Kondisi Referensi

(a) kondisi meteorological. Berikut ini adalah referensi sertifikasi kebisingan kondisi atmosfer yang akan diasumsikan ada dari permukaan ke ketinggian helikopter:

(1) tekanan permukaan laut 2116 pound per feet persegi (76 sentimeter merkuri);

(2) suhu lingkungan 77 derajat fahrenheit (25 derajat celcius);

(3) kelembaban relatif 70 persen; dan

(4) zero wind.

(b) Area uji referensi. Area uji referensi adalah bidang datar dan tanpa *line-of-sight* penghalang di jalur penerbangan yang meliputi 10 dB turun poin dari A-*weighted time history.*

(c) Tingkat profil *flyover* referensi. Profil referensi *flyover* adalah *level flight*, 492 *feet* (150 meter) di atas permukaan tanah yang diukur di stasiun kebisingan mengukur. Profil referensi *flyover* memiliki *flight track* linear dan melewati langsung di atas stasiun pemantauan kebisingan. Kecepatan udara stabil di 0.9VH; 0.9VNE; 0.45VH + 65 kts (120 km / h); atau 0.45VNE + 65 kts (120 km / h), dimana dari empat kecepatan yang sangat paling tidak, dan dipertahankan sepanjang bagian diukur dari jembatan. kecepatan rotor stabil di RPM operasi yang normal maksimum sepanjang interval waktu 10 dB-down.

(1) Untuk tujuan sertifikasi kebisingan, VHis didefinisikan sebagai kecepatan udara dalam penerbangan tingkat diperoleh dengan menggunakan tenaga mesin spesifikasi minimum sesuai dengan maksimum daya secara terus menerus tersedia untuk tekanan permukaan laut dari 2.116 psf (1,013.25 hPa) pada 77° F (25 ° C) kondisi ambien di berat sertifikat maksimum yang relevan. Nilai VHand VNEused untuk sertifikasi suara harus disertakan dalam *Flight Manual.*

(2) VNE adalah tidak pernah-melebihi kecepatan udara.

(d) berat helikopter akan menjadi berat *takeoff* maksimum di mana sertifikasi kebisingan diminta.

J36.5 [Dicadangkan]

Bagian B Prosedur Pengukuran Kebisingan Berdasarkan 36.801

J36.101 Pengujian Sertifikasi Kebisingan Dan Kondisi Pengukuran

(a) Umum. Bagian ini mengatur kondisi di mana helikopter tes sertifikasi suara harus dilakukan dan prosedur pengukuran yang harus digunakan untuk mengukur helikopter kebisingan selama setiap pengujian.

(b) Persyaratan area pengujian.

(1) Stasiun pengukuran kebisingan harus berada di lingkungan yang medannya tidak memiliki karakteristik penyerapan suara yang berlebihan,

seperti mungkin disebabkan oleh *by thick, matted, or tall grass, shrubs, or wooded areas.*

(2) Selama periode ketika pengukuran *flyover* kebisingan dalam waktu 10 dB dari tingkat suara yang maksimal A-tertimbang, ada halangan yang secara signifikan mempengaruhi medan suara dari helikopter mungkin ada dalam ruang berbentuk kerucut di atas kebisingan mengukur posisi (titik di tanah vertikal di bawah mikrofon), kerucut didefinisikan oleh sumbu yang normal ke tanah dan dengan setengah-sudut 80 derajat dari sumbu ini.

(c) pembatasan cuaca. Tes harus dilakukan dibawah kondisi atmosfer berikut:

(1) Tidak ada curah hujan atau curah hujan lainnya;

(2) suhu udara lingkungan antara 36 derajat dan 95 derajat Fahrenheit (2 derajat dan 35 derajat Celcius), inklusif, dan kelembaban relatif antara 20 persen dan 95 persen inklusif, kecuali pengujian yang mungkin tidak terjadi di mana kombinasi suhu dan hasilnya kelembaban relatif dalam tingkat atenuasi atmosfer lebih besar dari 10 dB per 100 meter (30,5 dB per 1000 ft) di sepertiga band oktaf berpusat di 8 kilohertz.

(3) kecepatan angin yang tidak melebihi 10 knot (19 km / h) dan komponen crosswind yang tidak melebihi 5 knot (9 km / jam). Angin harus ditentukan dengan menggunakan proses rata-rata terus menerus tidak lebih dari 30 detik;

(4) Pengukuran suhu ruang, kelembaban relatif, kecepatan angin, dan arah angin harus dibuat antara 4 feet (1,2 meter) dan 33 feet (10 meter) di atas tanah. Kecuali jika disetujui oleh Direktorat Jenderal, suhu lingkungan dan kelembaban relatif harus diukur pada ketinggian yang sama atas tanah.

(5) Tidak ada kondisi angin yang anomali (termasuk turbulensi) atau kondisi meteorologi anomali lain yang secara signifikan akan mempengaruhi level kebisingan dari helikopter ketika kebisingan dicatat di stasiun

kebisingan mengukur; dan

(6) Jika area pengukuran dalam 6560 feet (2.000 meter) dari stasiun meteorologi tetap (seperti yang ditemukan di bandara atau fasilitas lainnya) pengukuran cuaca dilaporkan untuk suhu, kelembaban relatif dan kecepatan angin dapat digunakan, jika disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

(d) prosedur pengujian helikopter.

(1) Prosedur pengujian helikopter dan pengukuran kebisingan harus dilakukan dan diproses dengan cara yang menghasilkan evaluasi kebisingan ukuran yang ditunjuk *Sound Exposure Level* (SEL) sebagaimana didefinisikan dalam bagian J36.109 (b) lampiran ini.

(2) tinggi relatif helicopter terhadap kebisingan titik pengukuran yang cukup untuk melakukan koreksi yang diperlukan berdasarkan Bagian J36.205 lampiran ini harus ditentukan dengan metode yang disetujui Direktorat Jenderal Perhubungan Udara independen dari instrumentasi penerbangan kokpit, seperti laser *trajectography*.

(3) Jika pemohon menunjukkan bahwa karakteristik desain helikopter akan mencegah pesawat sedang dilakukan sesuai dengan kondisi uji referensi yang ditentukan berdasarkan Bagian J36.3 lampiran ini, maka dengan persetujuan Direktorat Jenderal Perhubungan Udara, kondisi tes acuan digunakan dibawah Lampiran ini dapat bervariasi dari kondisi tes acuan standar, tapi hanya sebatas diminta oleh karakteristik desain yang membuat pemenuhan dengan kondisi pengujian referensi tidak memungkinkan.

J36.103 [Dicadangkan]

J36.105 Kondisi Uji Terbang Flyover

(a) bagian ini mengatur kondisi uji terbang dan *allowable random deviations* untuk tes flyover kebisingan dilakukan dibawah Lampiran ini.

(b) Serangkaian tes harus terdiri dari setidaknya enam penerbangan. Jumlah penerbangan tingkat dibuat dengan komponen *Headwind* harus sama dengan jumlah penerbangan tingkat dibuat dengan komponen *Tailwind* stasiun pengukuran kebisingan:

(1) Di tingkat penerbangan dan dalam konfigurasi cruising;

(2) Pada ketinggian 492 feet ± 50 feet (150 ± 15 meter) di atas permukaan tanah di stasiun kebisingan mengukur; dan

(3) Antara ± 10 derajat dari zenit.

(c) Setiap pengetesan *flyover* suara harus dilakukan:

(1) Pada referensi kecepatan udara ditentukan dalam bagian J36.3 (c) dari lampiran ini, dengan kecepatan udara seperti disesuaikan seperlunya untuk menghasilkan memajukan *blade tip Mach number* terkait dengan kondisi acuan;

(i) *Advancing blade tip Mach Number* (MATR) didefinisikan sebagai rasio dari jumlah aritmatika kecepatan ujung pisau rotasi (VR) dan helikopter benar kecepatan udara (VT) atas kecepatan suara (c) pada 77 derajat Fahrenheit (1135,6 ft / detik atau 346,13 m / detik) sehingga MATR = (VR + VT) / c; dan

(ii) Kecepatan udara tidak akan bervariasi dari referensi disesuaikan kecepatan udara oleh lebih dari ± 3 knot (± 5 km / jam) atau yang disetujui oleh Direktorat Jenderal Perhubungan Udara dari referensi memajukan *blade tip Mach Number.* Kecepatan udara referensi disesuaikan harus dipelihara di seluruh bagian diukur dari *flyover.*

(2) Pada kecepatan rotor stabil pada daya pada maksimum RPM yang normal operasi rotor (± 1 persen); dan

(3) Dengan kekuatan stabil selama periode ketika tingkat helikopter kebisingan diukur dalam 10 dB dari tingkat suara yang maksimal A-tertimbang (LASmax).

(d) Tes berat helicopter untuk setiap tes *flyover* harus berada dalam ditambah 5 persen atau minus 10 persen dari berat takeoff maksimum yang mana sertifikasi berdasarkan Bagian ini diminta.

(e) Persyaratan pada butir (b) (2) bagian ini, terbang *flyover* pada ketinggian terendah yang disetujui Direktorat Jenderal Perhubungan Udara dapat digunakan dan hasilnya disesuaikan dengan titik referensi pengukuran dengan metode yang disetujui Direktorat Jenderal Perhubungan Udara jika kebisingan *ambient* di daerah uji, diukur sesuai dengan persyaratan yang ditentukan dalam bagian J36.109 lampiran ini, ditemukan berada dalam 15 dB (A) dari tingkat kebisingan maksimum helikopter-tertimbang (LASMAX) diukur pada stasiun pengukuran kebisingan sesuai dengan bagian J36.109 lampiran ini.

J36.107 [Dicadangkan]

J36.109 Pengukuran Helikopter Kebisingan yang Diterima Di Permukaan Tanah

(a) Umum.

(1) helikopter kebisingan diukur dalam lampiran ini untuk tujuan sertifikasi kebisingan harus diperoleh dengan peralatan dan pengukuran praktik akustik yang -disetujui Direktorat Jenderal Perhubungan Udara.

(2) Paragraph (b) dari bagian ini mengidentifikasi dan menetapkan spesifikasi untuk suara evaluasi pengukuran yang dipersyaratkan dalam lampiran ini. Paragraf (c) dan (d) bagian ini resep spesifikasi peralatan akustik yang diperlukan. Paragraph (e) dan (f) bagian ini meresepkan kalibrasi dan pengukuran prosedur yang dipersyaratkan dalam lampiran ini.

(b) Definisi satuan kebisingan.

(1) Nilai *sound exposure level* (SEL), atau dilambangkan dengan simbol, LAE), didefinisikan sebagai tingkat, dalam desibel, dari waktu integral dari kuadrat 'A'-tertimbang tekanan suara (PA) selama periode waktu tertentu atau acara , dengan mengacu pada kuadrat dari standar tekanan suara referensi (PO) dari 20 micropascal dan durasi referensi satu detik.

(2) Satuan unit ini didefinisikan dengan ekspresi:

$$L_{AE} = 10\ Log_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt\ dB$$

Dimana T_0 adalah referensi waktu integrasi satu detik dan (t2-t1) adalah interval waktu integrasi.

(3) Persamaan integral dari paragraf (b) (2) bagian ini juga dapat ditetapkan sebagai:

$$L_{AE} = 10\ Log_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0.1 L_A(t)} dt\ dB$$

where LA (t) adalah waktu yang bervariasi A-tertimbang tingkat suara.

(4) waktu integrasi (t2-t1) dalam praktek tidak boleh kurang dari interval waktu selama LA (t) pertama naik ke dalam 10 dB (A) dari nilai maksimum (LASmax) dan jatuh lalu di bawah 10 dB (A) dari nilai maksimum.

(5) SEL dapat didekati dengan ekspresi berikut:

$L_{AE} = L_{ASmax}$ + <delta> A

Dimana <delta> A adalah tunjangan durasi yang diberikan oleh:

<delta> A = 10 log10 (T)

Dimana T = (t2-t1) / 2 dan LASmax didefinisikan sebagai tingkat maksimum, dalam desibel, dari A-tertimbang tekanan suara (respon lambat) dengan mengacu pada kuadrat dari standar tekanan suara referensi (Po).

(c) Sistem pengukuran. Sistem pengukuran akustik harus terdiri dari peralatan yang disetujui Ditjen Perhubungan Udara sebagai berikut:

(1) Sebuah sistem mikrofon dengan respon frekuensi yang kompatibel dengan akurasi pengukuran dan analisis sistem yang ditentukan dalam paragraf (d) bagian ini;

(2) *Tripod atau mounting* mikrofon serupa yang meminimalkan gangguan dengan energi suara yang diukur;

(3) Pencatatan dan peralatan dengan karakteristik, respon frekuensi, dan jangkauan dinamis yang kompatibel dengan respon dan akurasi persyaratan paragraf (d) bagian ini mereproduksi; dan

(4) kalibrasi dan pengecekan sistem pengukuran harus menggunakan prosedur yang dijelaskan dalam Bagian A36.3.9.

(d) Sensing, rekaman, dan peralatan mereproduksi.

(1) level kebisingan diukur dari helikopter flyover berdasarkan Lampiran ini dapat ditentukan langsung oleh *sound level meter* mengintegrasikan, atau A-*weighted sound level time history* atau dapat ditulis ke sebuah perekam tingkat grafis ditetapkan pada "*slow*" respon dari mana nilai SEL mungkin ditentukan. Dengan persetujuan Direktorat Jenderal, sinyal suara dapat direkam untuk analisis selanjutnya.

(i) nilai SEL dari setiap tes flyover dapat langsung ditentukan dari mengintegrasikan suara yang sesuai dengan *Standards of the International Electrotechnical Commission (IEC) Publication No. 804, "Integrating-averaging Sound Level Meters," for a Type 1 instrument set at "slow" response.*

(ii) akustik sinyal dari helikopter, bersama dengan

sinyal kalibrasi ditentukan pada paragraf (e) bagian ini dan sinyal kebisingan latar belakang yang diperlukan berdasarkan paragraf (f) bagian ini dapat direkam pada tape recorder magnetik untuk analisis selanjutnya oleh suara mengintegrasikan meteran tingkat diidentifikasi dalam paragraf (d) (1) (i) dari bagian ini. Sistem record / playback (termasuk rekaman audio) dari tape recorder harus sesuai dengan persyaratan yang ditentukan dalam bagian A36.3.6 lampiran A dari bagian ini. Tape recorder harus sesuai dengan spesifikasi dari IEC Publication No. 561, "*Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification*".

(iii) karakteristik dari sistem yang lengkap harus sesuai dengan rekomendasi yang diberikan dalam IEC Publication No. 651, "*Sound Level Meter,*" berkenaan dengan spesifikasi mengenai mikrofon, amplifier, dan menunjukkan karakteristik instrumen.

(iv) respon dari sistem yang lengkap untuk gelombang bijaksana pesawat progresif amplitudo konstan harus terletak dalam batas toleransi yang ditentukan dalam Tabel IV dan Tabel V untuk tipe 1 instrumen dalam IEC Publication No. 651, "*Sound Level Meter,*" untuk kurva bobot "A "selama rentang frekuensi 45 Hz sampai 11.500 Hz.

(v) Sebuah *windscreen* harus digunakan dengan mikrofon selama setiap pengukuran kebisingan helikopter flyover. Koreksi untuk setiap kerugian penyisipan diproduksi oleh kaca depan, sebagai fungsi dari frekuensi kalibrasi akustik diperlukan berdasarkan paragraf (e) bagian ini, harus diterapkan pada data diukur dan koreksi diterapkan harus dilaporkan.

(e) Kalibrasi.

(1) Jika sinyal helikopter akustik direkam untuk analisis selanjutnya, sistem pengukuran dan komponen dari sistem perekaman harus dikalibrasi seperti yang ditentukan berdasarkan Bagian A36.3.6 dari lampiran A dari bagian ini.

(2) Jika sinyal helikopter akustik secara langsung diukur dengan tingkat meteran suara mengintegrasikan:

(i) sensitivitas secara keseluruhan sistem pengukuran harus diperiksa sebelum dan sesudah serangkaian tes flyover dan pada interval (tidak melebihi durasi satu jam) selama tes flyover menggunakan kalibrator akustik menggunakan gelombang sinus kebisingan menghasilkan *Sound Pressure Level* yang dikenal pada frekuensi dikenal.

(ii) kinerja peralatan dalam sistem akan dianggap memuaskan jika, selama pengujian setiap hari, variasi dalam nilai kalibrasi tidak melebihi 0,5 dB. Data SEL dikumpulkan selama tes flyover harus disesuaikan ke akun untuk setiap variasi dalam nilai kalibrasi.

(iii) Sebuah analisis kinerja kalibrasi masing-masing peralatan kalibrasi, termasuk kalibrator akustik, mikrofon referensi, dan perangkat penyisipan tegangan, harus telah dilakukan selama enam bulan kalender melanjutkan awal seri helikopter flyover.

(f) Prosedur pengukuran kebisingan.

(1) Mikrofon harus dari jenis kapasitif tekanan-sensitif yang dirancang untuk hampir seragam *grazing incidence response*. Mikrofon harus dipasang dengan pusat elemen penginderaan 4 feet (1,2 meter) di atas permukaan tanah lokal dan harus berorientasi untuk insiden penggembalaan sehingga elemen penginderaan, diafragma, secara substansial di bidang

yang ditentukan oleh jalur penerbangan nominal dari helikopter dan stasiun pengukuran kebisingan.

(2) Jika tape recorder digunakan, respon frekuensi dari sistem listrik harus ditentukan pada tingkat dalam waktu 10 dB dari pembacaan skala penuh yang digunakan selama pengujian, memanfaatkan *pink noise* atau *pseudorandom noise.*

(3) Kebisingan *ambient*, termasuk baik latar belakang akustik dan kebisingan listrik dari sistem pengukuran harus ditentukan di daerah uji dan gain sistem yang ditetapkan di tingkat yang akan digunakan untuk pengukuran helikopter kebisingan. Jika kadar helikopter suara tidak melebihi tingkat suara latar belakang oleh setidaknya 15 dB (A), *flyover* pada ketinggian yang lebih rendah yang disetujui Direktorat Jenderal dapat digunakan dan hasilnya disesuaikan dengan titik referensi pengukuran dengan metode yang disetujui Direktorat Jenderal.

(4) Jika integrasi suara level meter digunakan untuk mengukur helikopter kebisingan, operator alat harus memantau (respon lambat) level kebisingan tertimbang terus menerus sepanjang masing-masing *flyover* untuk memastikan bahwa proses integrasi SEL termasuk, minimal, semua sinyal noise antara tingkat maksimum tertimbang suara (LASmax) dan 10 dB turun poin dalam sejarah waktu *flyover.* Operator instrumen harus perhatikan db aktual (A) tingkat di awal dan berhenti dari interval integrasi SEL dan mendokumentasikan tingkat ini bersama dengan nilai LASmax dan interval integrasi (dalam detik) untuk dimasukkan dalam data suara yang dikirimkan sebagai bagian dari persyaratan pelaporan berdasarkan Bagian J36.111 (b) lampiran ini.

J36.111 Persyaratan Pelaporan.

(a) Umum. Data yang mewakili pengukuran fisik, dan koreksi data yang diukur, termasuk koreksi untuk pengukuran penyimpangan respon peralatan, harus rekam dalam bentuk permanen dan ditambahkan ke catatan. Setiap koreksi harus sesuai dengan persetujuan Direktorat Jenderal.

(b) Data pelaporan. Setelah selesainya uji data berikut ini harus disertakan dalam laporan uji diserahkan kepada Direktorat Jenderal:

(1) Pengujian dan dikoreksi tingkat suara yang diperoleh dengan peralatan yang sesuai dengan standar yang ditentukan dalam bagian J36.109 dari lampiran ini;

(2) jenis peralatan yang digunakan untuk pengukuran dan analisis dari semua akustik, kinerja pesawat dan penerbangan jalur, dan data meteorologi;

(3) data lingkungan atmosfer yang diperlukan untuk menunjukkan pemenuhan dengan lampiran ini, diukur selama periode pengujian;

(4) Kondisi topografi lokal, permukaan tanah, atau peristiwa yang dapat mengganggu rekaman suara;

(5) informasi helicopter berikut ini:

(i) Type, model, dan nomor seri, jika ada, helikopter, mesin (s) dan rotor (s);

(ii) dimensi helikopter, lokasi mesin, *rotor*, jenis sistem antitorque, jumlah pisau untuk setiap *rotor*, dan kondisi operasi acuan untuk setiap mesin dan rotor;

(iii) Setiap modifikasi peralatan non-standar cenderung mempengaruhi karakteristik suara helikopter;

(iv) Maksimum berat takeoff yang sertifikasi dibawah Lampiran ini diminta;

(v) konfigurasi pesawat udara, termasuk posisi landing gear;

(vi) VH atau VNE (mana yang kurang) dan kecepatan udara referensi disesuaikan;

(vii) berat kotor pesawat udara untuk setiap uji coba;

(viii) Indikator dan kecepatan udara yang benar untuk setiap uji coba;

(ix) kecepatan gerak, jika diukur, untuk setiap pengujian;

(x) performa mesin helicopter seperti yang ditetapkan dari instrumen pesawat dan data pabrikan; dan

(xi) jalur penerbangan pesawat udara di atas permukaan tanah, dirujuk ke ketinggian stasiun pengukuran kebisingan, dalam feet, yang ditentukan dan disetujui metodenya oleh Direktorat Jenderal yang independen dari instrumentasi penerbangan normal, seperti pelacakan radar, triangulasi teodolit, Laser trajectography, atau foto skala teknik ; dan

(6) Posisi helikopter dan data performa yang dibutuhkan untuk membuat penyesuaian yang ditentukan berdasarkan butir J36.205 lampiran ini dan untuk menunjukkan pemenuhan dengan performa dan posisi pembatasan yang ditentukan berdasarkan butir J36.105 lampiran ini harus dicatat pada tingkat pengambilan sampel yang disetujui Direktorat Jenderal.

J36.113 [Dicadangkan]

Bagian C Evaluasi dan Penghitungan Kebisingan Berdasarkan 36.803

J36.201 Evaluasi Kebisingan dalam SEL

Evaluasi penghitungan kebisingan harus *sebagai sound exposure level* (SEL) dalam satuan dB (A) seperti yang ditentukan berdasarkan Bagian J36.109 (b) lampiran ini. SEL nilai untuk setiap flyover dapat langsung ditentukan oleh penggunaan level meter suara mengintegrasikan. Spesifikasi untuk meteran tingkat suara mengintegrasikan dan persyaratan yang mengatur penggunaan instrumentasi seperti yang diresepkan berdasarkan Bagian J36.109 lampiran ini.

J36.203 Perhitungan Level kebisingan.

(a) Untuk menunjukkan pemenuhan dengan batas level kebisingan ditentukan berdasarkan butir J36.305 lampiran ini, tingkat SEL suara dari masing-masing *flyover* yang berlaku, dikoreksi seperlunya untuk referensi kondisi di butir J36.205 lampiran ini, harus deret hitung rata-rata untuk mendapatkan satu SEL dB (A) nilai rata-rata untuk seri *flyover*. Tidak ada pengujian *flyover* individu yang dapat dihilangkan dari proses rata-rata, kecuali ditentukan lain atau disetujui oleh Direktorat Jenderal.

(b) ukuran sampel minimum yang dapat diterima untuk helikopter pengukuran sertifikasi *flyover* adalah enam. Jumlah sampel harus cukup besar untuk membangun statistik batas kepercayaan 90 persen yang tidak melebihi ± 1,5 dB (A).

(c) Data keseluruhan digunakan dan perhitungan yang dilakukan berdasarkan Bagian ini, termasuk dihitung 90 batas persen kepercayaan diri, harus didokumentasikan dan disediakan berdasarkan persyaratan pelaporan bagian J36.111 lampiran ini.

J36.205 Prosedur Detil Koreksi Data.

(a) Ketika kondisi uji sertifikasi diukur dalam bagian B dari lampiran ini berbeda dari kondisi uji referensi yang ditentukan berdasarkan Bagian J36.3 lampiran ini, penyesuaian yang diperlukan harus dilakukan untuk data yang kebisingan diukur sesuai dengan metode yang ditetapkan dalam paragraf (b) dan (c) dari bagian ini. Minimal, penyesuaian harus dibuat untuk ketinggian *off-reference* dan untuk perbedaan antara kecepatan udara referensi dan kecepatan udara referensi disesuaikan.

(b) Penyesuaian selama ketinggian *off-reference* dapat didekati dari:

<delta> J1 = 12,5 log10 (HT / 492) dB;

Dimana <delta> J_1 adalah kuantitas dalam desibel yang harus aljabar ditambahkan ke tingkat SEL kebisingan diukur untuk mengoreksi *off-reference* jalur penerbangan, HT adalah tinggi dalam feet, helikopter uji ketika langsung di atas titik pengukuran kebisingan, dan konstanta (12,5) menyumbang efek pada bola menyebar dan durasi dari ketinggian *off-reference*.

(c) Penyesuaian perbedaan antara kecepatan udara referensi dan kecepatan udara referensi disesuaikan dihitung dari:
<delta> J3=10 log10(VRA/ VR) DB;
Dimana <delta> J3 adalah kuantitas dalam desibel yang harus aljabar ditambahkan ke tingkat SEL kebisingan diukur untuk mengoreksi pengaruh penyesuaian referensi kecepatan udara pada durasi acara *flyover* yang diukur seperti yang dirasakan di stasiun pengukuran kebisingan, VR adalah referensi kecepatan udara seperti yang ditentukan berdasarkan Bagian J36.3. (c) dari lampiran ini, dan VRA adalah referensi disesuaikan kecepatan udara seperti yang ditentukan berdasarkan butir J36.105 (c) dari lampiran ini.

(d) Tidak ada koreksi untuk sumber kebisingan selama flyover selain variasi sumber kebisingan dicatat dengan penyesuaian referensi kecepatan udara yang ditentukan untuk berdasarkan Bagian J36.105 (c) dari lampiran ini perlu diterapkan.

(e) Tidak ada koreksi untuk perbedaan antara kecepatan referensi permukaan tanah dan *actual ground speed* yang sebenarnya perlu diterapkan.

(f) Tidak ada koreksi untuk *off-reference* redaman atmosfer perlu diterapkan.

(g) SEL penyesuaian harus kurang dari 2,0 dB (A) untuk perbedaan antara prosedur pengujian dan penerbangan referensi yang ditentukan berdasarkan Bagian J36.105 lampiran ini kecuali nilai penyesuaian yang lebih besar disetujui oleh Direktorat Jenderal.

(h) Data keseluruhan yang digunakan dan perhitungan yang dilakukan berdasarkan Bagian ini harus didokumentasikan

dan disediakan di bawah persyaratan pelaporan ditentukan berdasarkan Bagian J36.111 lampiran ini.

Bagian D Prosedur Batas Kebisingan Berdasarkan 36.805

J36.301 Pengukuran Kebisingan, Evaluasi, dan Perhitungan.

Pemenuhan terhadap lampiran ini harus ditunjukkan dengan level kebisingan diukur, dievaluasi, dan dihitung sebagaimana diatur dalam bagian B dan C dari lampiran ini.

J36.303 [Dicadangkan]

J36.305 Batas Kebisingan.

Untuk memenuhi lampiran ini, level kebisingan yang dihitung dari helikopter, pada titik pengukuran diuraikan dalam bagian J36.101 lampiran ini, harus ditunjukkan untuk tidak melebihi berikut (dengan interpolasi yang tepat antara bobot):

(a) Untuk *primary, normal, transport, and restricted* helikopter memiliki maksimum *certificated takeoff weight* tidak lebih dari 7.000 pound yang kebisingan diuji dibawah Lampiran ini:

(1) Batas kebisingan *Stage* 2 adalah 82 desibel SEL helikopter hingga 1737 pound maksimum *certificated takeoff weight* dimana tahapan sertifikasi kebisingan diminta, dan meningkat pada tingkat 3,0 desibel per dua kali lipat dari berat badan sesudahnya. Batas dapat dihitung dengan persamaan:

LAE(limit) = 82 + 3,0 [log10 (MTOW / 1737) / log10 (2)] dB,

Dimana MTOW adalah berat *takeoff* maksimum, dalam satuan *pound*, yang telah tersertifikasi sesuai dengan Lampiran dibawah ini.

(2) Batas kebisingan *Stage* 3 adalah konstan pada 82 desibel SEL helikopter hingga 3.125 pon (1.417 kg) maksimum sertifikat berat *takeoff* (massa) dan meningkat secara linear dengan logaritma dari berat helikopter pada tingkat 3,0 desibel SEL per penggandaan berat badan sesudahnya . Batas dapat

dihitung dengan menggunakan persamaan:

LAE(limit) = 82 + 3,0 [log10 (MTOW / 3125) / log10 (2)] dB,

Dimana MTOW adalah berat takeoff maksimum, dalam pound.

(b) Prosedur yang diperlukan dalam amandemen ini harus dilakukan sesuai dengan International Electro teknis Komisi IEC Publication No. 804, berjudul "*Integrating-averaging Sound Level Meters*" Edisi Pertama, tanggal 1985. Salinan dapat diperoleh dari:

(1) *Bureau Central de la Commision Electro technique Intenationale, 1, rue de Varembe, Geneva, Switzerland*

(2) *The American National Standard Institute , 1430 Broadway, New York City, New York 10018, or at the National Archives and Records Administration (NARA)*

LAMPIRAN K - PERSYARATAN SERTIFIKASI KEBISINGAN UNTUK *TILTROTORS* BERDASARKAN SUB BAGIAN K

K36.1 Umum

Lampiran ini menetapkan batas dan prosedur kebisingan untuk mengukur kebisingan dan menyesuaikan data dengan kondisi standar untuk *Tiltrotors* sebagaimana ditentukan dalam butir 36.1 pada bagian ini.

K36.2 Pengukuran Evaluasi Kebisingan

Pengukuran evaluasi kebisingan adalah *effective percieved noise level* dalam EPNdB, harus dihitung sesuai dengan butir A36.4 dari Lampiran A untuk bagian ini, kecuali koreksi untuk penyimpangan *spektral* harus ditentukan dengan menggunakan 50 Hz Sound Pressure Level ditemukan di bagian H36. 201 Lampiran H ke bagian ini.

K36.3 Titik Refernsi Pengukuran Kebisingan

Titik referensi suara berikut ini harus digunakan ketika mendemonstrasikan pemenuhan *Tiltrotors* dengan butir K36.6 (Prosedur Referensi Sertifikasi Kebisingan) dan bagian K36.7 (Uji Prosedur) dari lampiran ini:

(a) *Takeoff reference noise measurement points* - Seperti ditunjukkan dalam Gambar K1 bawah:

(1) Garis tengah referensi pengukuran kebisingan titik jalur penerbangan, yang ditunjuk A, terletak di permukaan tanah vertikal di bawah reference *takeoff flight path.* Titik pengukuran berada 1.640 *feet* (500 m) dalam arah *horizontal* penerbangan dari titik Cr mana transisi ke climbing *flight is initiated*, seperti yang dijelaskan dalam butir K6.2 dari lampiran ini;

(2) Dua garis samping titik pengukuran kebisingan, ditunjuk sebagai S (*starboard*) dan S (*port*), yang terletak di permukaan tanah tegak lurus dan simetris ditempatkan pada 492 *feet* (150 m) di setiap sisi jalur

penerbangan referensi *takeoff* . Titik-titik pengukuran membagi dua garis pada *centerline flight path reference point* A.

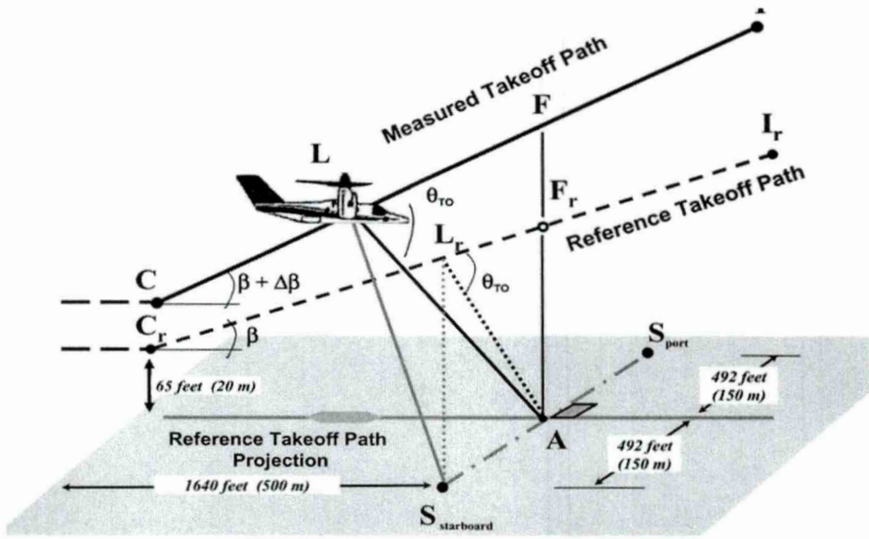


Figure K1.
Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles

(b) *Flyover reference noise measurement points* - Seperti ditunjukkan dalam Gambar K2 bawah:

(1) Garis tengah pengukuran kebisingan pada *flight path reference point*, yang ditunjuk A, terletak di permukaan tanah 492 *feet* (150 m) secara vertikal di *reference flyover flight path.* Titik pengukuran ditentukan oleh prosedur referensi flyover pada butir K36.6.3 dari lampiran ini;

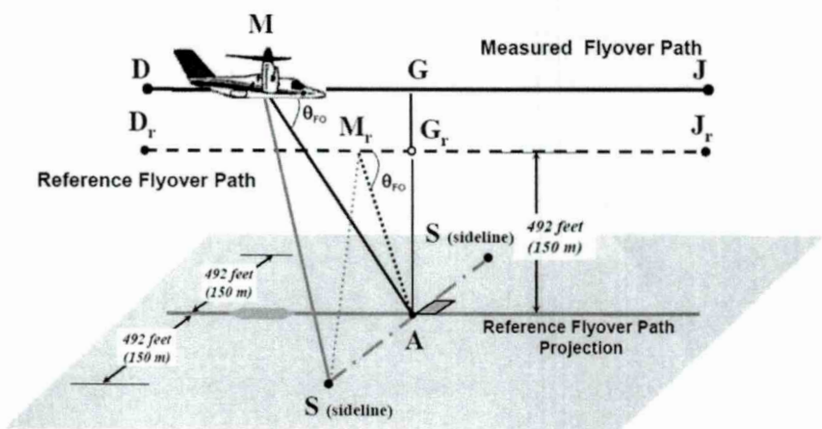


Figure K2.
Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles

(2) Dua garis samping titik pengukuran kebisingan, ditunjuk sebagai S (*sideline*), yang terletak di permukaan tanah tegak lurus dan simetris ditempatkan pada ketinggian 492 *feet* (150 m) Di setiap sisi jalur penerbangan referensi flyover. Titik-titik pengukuran membagi dua garis tengah jalur penerbangan titik referensi A.

(c) Titik referensi pengukuran kebisingan *approach*- Seperti ditunjukkan dalam Gambar K3 di bawah ini:

(1) Garis tengah pengukuran kebisingan referensi jalur penerbangan titik, yang ditunjuk A, terletak di tanah 394 feet (120 m) secara vertikal di bawah *approach* referensi jalur penerbangan. Titik pengukuran ditentukan oleh prosedur referensi *approach* dalam bagian K36.6.4 lampiran ini. Pada tingkat dasar, titik pengukuran sesuai dengan posisi 3.740 feet (1.140 m) dari persimpangan approach 6,0 derajat jalan dengan permukaan tanah;

(2) Dua garis samping titik pengukuran kebisingan, ditunjuk sebagai S *(starboard)* dan S *(port)*, yang terletak di tanah tegak lurus dan simetris ditempatkan di 492 feet (150 m) di setiap sisi jalur penerbangan referensi approach. Titik-titik pengukuran membagi dua garis tengah jalur penerbangan titik referensi A.

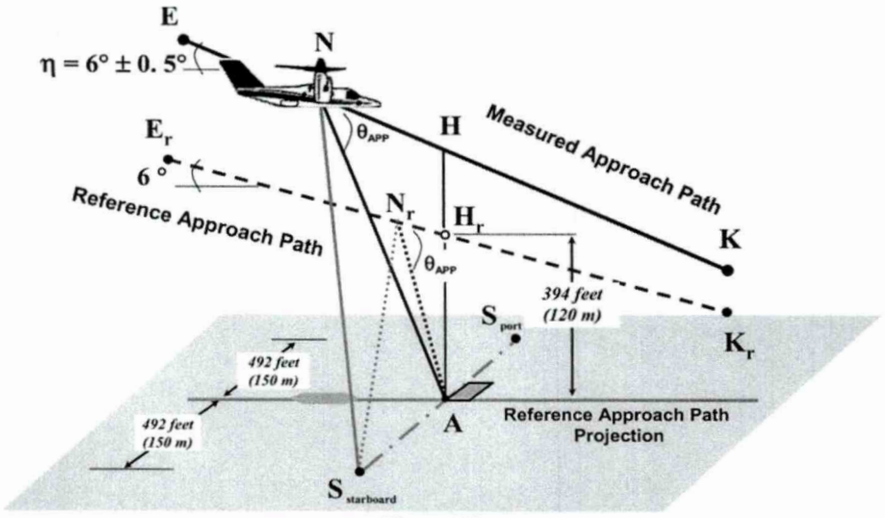


Figure K3.
Comparison of Measured and Reference Approach Profiles

K36.4 Batas Kebisingan

Untuk *Tiltrotors*, tingkat kebisingan maksimum, sebagaimana ditentukan sesuai dengan evaluasi kebisingan di EPNdB dan metode perhitungan diuraikan dalam bagian H36.201 dari Lampiran H dari bagian ini, tidak boleh melebihi batas kebisingan sebagai berikut:

(a) Pada titik referensi jalur terbang *take off :* Untuk *Tiltrotors* suatu memiliki sertifikat berat takeoff maksimum (massa) dari 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, di VTOL modus / Konversi, 109 EPNdB, menurun secara linear dengan logaritma dari berat *Tiltrotors* (massa) pada tingkat 3,0 EPNdB per mengurangi separuh dari berat (massa) ke 89 EPNdB, setelah batas konstan. Gambar K4 menggambarkan batas takeoff kebisingan sebagai garis solid.

(b) Pada titik referensi jalur terbang *Flyover:* Untuk *Tiltrotors* memiliki sertifikat berat takeoff maksimum (massa) dari 176.370 pound (80.000 kg) atau lebih, di VTOL modus / Konversi, 108 EPNdB, menurun secara linear dengan logaritma dari berat Tiltrotors (massa) pada tingkat 3,0 EPNdB per mengurangi separuh berat (massa) ke 88 EPNdB, setelah batas konstan. Gambar K4 menggambarkan batas *flyover* kebisingan sebagai garis putus-putus.

(c) Pada titik referensi jalur *approach:* Untuk *Tiltrotors* suatu memiliki berat *takeoff* maksimum yang (massa) dari 176.370 *pound* (80.000 kg) atau lebih, di VTOL modus / Konversi, 110 EPNdB, menurun secara linear dengan logaritma dari berat *Tiltrotors* (massa) pada tingkat 3,0 EPNdB per dikurangi separuh dari berat (massa) ke 90 EPNdB, setelah batas konstan. Gambar K4 menggambarkan batas kebisingan *approach* sebagai garis dot-putus-putus.

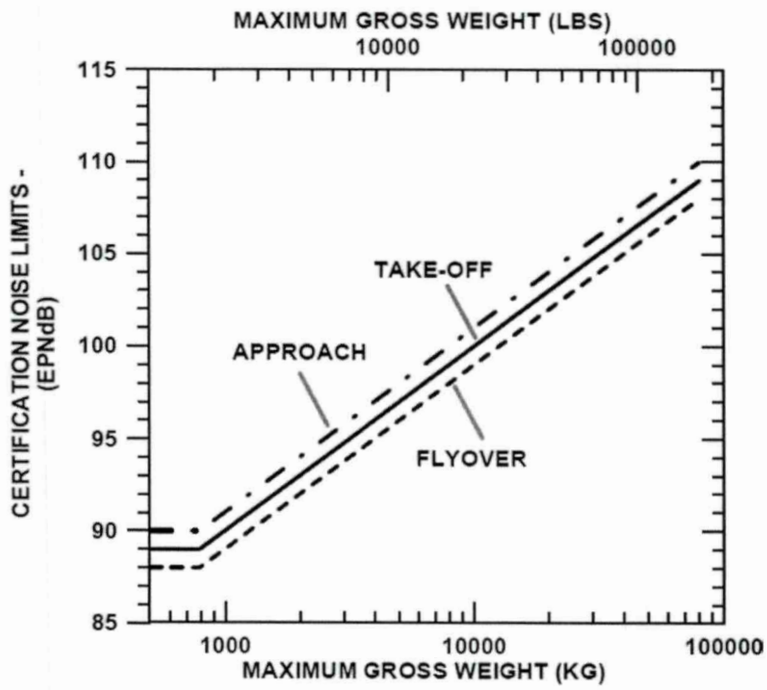


FIGURE K4.
TILTROTOR NOISE LIMITS

K36.5 ***Trade-offs***

Jika pengukuran evaluasi kebisingan melebihi batas kebisingan yang dijelaskan dalam K36.4 lampiran ini pada satu atau dua titik pengukuran:

(a) jumlah ekses tidak harus lebih besar dari 4 EPNdB;

(b) ekses pada setiap titik tunggal tidak harus lebih besar dari 3 EPNdB; dan

(c) Setiap ekses harus diimbangi dengan kebisingan margin yang tersisa pada titik atau titik lainnya.

K36.6 Prosedur referensi sertifikasi kebisingan

K36.6.1 Kondisi Umum

(a) - (b) [Dicadangkan]

(a) prosedur referensi *takeoff, flyover* dan *approach* harus ditetapkan sesuai dengan bagian K36.6.2, K36.6.3 dan K36.6.4 lampiran ini, kecuali sebagaimana ditentukan dalam bagian K36.6.1 (d) lampiran ini.

(b) jika karakteristik desain Tiltrotors yang mencegah penerbangan uji dari yang dilakukan sesuai dengan bagian K36.6.2, K36.6.3 atau K36.6.4 lampiran ini, pemohon harus merevisi prosedur pengujian dan kirimkan kembali prosedur untuk persetujuan.

(c) kondisi atmosfer referensi berikut ini harus digunakan untuk menetapkan prosedur referensi:

(1) tekanan atmosfer permukaan laut 2.116 pound per feet persegi (1,013.25 hPa);

(2) Suhu lingkungan 77 ° Fahrenheit (25 ° Celsius);

(3) Kelembaban relatif 70 persen; dan

(4) *Zero wind.*

(d) untuk tes yang dilakukan sesuai dengan bagian K36.6.2, K36.6.3, dan K36.6.4 lampiran ini, gunakan maksimum RPM operasi yang normal sesuai dengan batas kelaikudaraan yang dikenakan oleh pabrik. Untuk konfigurasi yang kecepatan rotor secara otomatis menghubungkan dengan kondisi penerbangan, gunakan maksimum yang normal kecepatan rotor operasi yang sesuai dengan kondisi penerbangan referensi. Untuk konfigurasi yang kecepatan rotor dapat berubah dengan aksi percontohan, gunakan tertinggi yang normal kecepatan rotor ditentukan di bagian pembatasan pengguna penerbangan untuk kondisi referensi.

K36.6.2 Prosedur referensi *Takeoff* . prosedur referensi terbang takeoff adalah sebagai berikut:

(a) Sebuah konfigurasi *takeoff* konstan harus dijaga, termasuk sudut *nacelle* dipilih oleh pemohon;

(b) Tenaga Tiltrotors harus stabil pada daya maksimum takeoff sesuai dengan mesin minimum diinstal (s) kekuatan spesifikasi yang tersedia untuk kondisi referensi ambien atau membatasi torsi *gearbox*, mana yang lebih rendah. Kekuatan Tiltrotors juga harus stabil sepanjang jalan mulai dari titik yang berada 1.640 feet (500 m) sebelum titik acuan jalur penerbangan, pada 65 ft (20 m) di atas permukaan tanah;

(c) sudut *nacelle* dan tingkat terbaik yang sesuai kecepatan pendakian, atau kecepatan disetujui termurah untuk pendakian setelah *takeoff*, mana yang lebih besar, harus dijaga sepanjang prosedur referensi *takeoff* ;

(d) kecepatan rotor harus stabil pada maksimum RPM operasi yang normal sertifikat untuk *takeoff*;

(e) berat (massa) dari *Tiltrotors* harus menjadi berat *takeoff* maksimum (massa) seperti yang diminta untuk sertifikasi kebisingan; dan

(f) profil referensi penerbangan *takeoff* adalah segmen garis lurus cenderung dari titik awal 1640 feet (500 m) sebelum ke titik pengukuran kebisingan pusat dan 65 ft (20 m) di atas permukaan tanah pada sudut ditentukan oleh tingkat terbaik pendakian dan kecepatan sesuai dengan sudut *nacelle* yang dipilih dan untuk kinerja mesin spesifikasi minimum.

K36.6.3 Prosedur Referensi terbang *flyover*. Prosedur referensi terbang flyover adalah sebagai berikut:

(a) *Tiltrotors* harus stabil untuk tingkat penerbangan di sepanjang jalur penerbangan layang tengah dan atas titik acuan pengukuran kebisingan pada ketinggian 492 ft (150m) Di atas permukaan tanah;

(b) sebuah konfigurasi terbang *flyover* konstan dipilih oleh pemohon harus dipertahankan;

(c) berat (massa) dari *Tiltrotors* harus berat *takeoff* maksimum (massa) seperti yang diminta untuk sertifikasi kebisingan;

(d) Dalam mode/Konversi VTOL:

(1) sudut *nacelle* harus berada di titik operasi yang berwenang tetap yang paling dekat dengan sudut *nacelle* dangkal sertifikat untuk nol kecepatan udara;

(2) kecepatan udara harus 0,9 VCON dan

(3) kecepatan rotor harus stabil pada maksimum RPM operasi yang normal sertifikat untuk tingkat penerbangan.

K36.6.4 Prosedur Referensi *approach.* Prosedur referensi *approach* adalah sebagai berikut:

(a) *Tiltrotors* harus distabilkan untuk mengikuti jalan *approach* 6,0 derajat;

(b) konfigurasi kelaikudaraan yang disetujui di mana kebisingan maksimum terjadi harus dipertahankan;

(1) kecepatan udara sama dengan tingkat terbaik kecepatan pendakian sesuai dengan sudut *nacelle*, atau kecepatan udara disetujui terendah untuk *approach*, mana yang lebih besar, harus stabil dan dipelihara; dan

(2) Tenaga *Tiltrotors* selama *approach* harus stabil selama titik acuan jalur penerbangan, dan terus seolah pendaratan;

(c) kecepatan rotor harus stabil pada maksimum RPM operasi yang normal sertifikat untuk *approach*;

(d) konfigurasi *approach* konstan digunakan dalam tes sertifikasi kelaikudaraan, dengan landing gear diperpanjang, harus dipertahankan; dan

(e) berat (massa) dari *Tiltrotors* di pendaratan harus berat pendaratan maksimum (massa) seperti yang diminta untuk sertifikasi kebisingan.

K36.7 Prosedur Uji

K36.7.1 [Dicadangkan]

K36.7.2 Prosedur pengujian dan pengukuran kebisingan harus dilakukan dan diproses untuk menghasilkan ukuran evaluasi kebisingan yang ditunjuk di bagian K36.2 dari lampiran ini.

K36.7.3 Jika salah satu kondisi pengujian atau prosedur pengujian tidak sesuai dengan kondisi referensi sertifikasi kebisingan yang berlaku atau prosedur yang ditetapkan oleh bagian ini, pemohon harus menerapkan metode koreksi dijelaskan dalam bagian H36.205 dari Lampiran H dari bagian ini untuk data uji akustik diukur.

K36.7.4 Penyesuaian terhadap perbedaan antara prosedur pengujian dan penerbangan referensi tidak boleh melebihi:

(a) Untuk *takeoff* : 4.0 EPNdB, yang jumlah aritmatika dari delta 1 dan -7,5 jangka log (QK / QrKr) dari delta 2 tidak harus secara total melebihi 2,0 EPNdB;

(b) Untuk *flyover* atau *approach*: 2.0 EPNdB.

K36.7.5 Rata-rata rotor RPM tidak harus bervariasi dari normal RPM operasi maksimum lebih dari ± 1,0 persen sepanjang interval waktu 10 dB-down.

K36.7.6 Kecepatan udara Tiltrotors tidak harus bervariasi dari referensi kecepatan udara yang tepat untuk demonstrasi penerbangan oleh lebih dari ± 5 kts (± 9 km / jam) sepanjang interval waktu 10 dB-down.

K36.7.7 jumlah level terbang flyover dibuat dengan komponen *headwind* harus sama dengan jumlah *flyover* tingkat dibuat dengan komponen *tailwind*.

K36.7.8 *Tiltrotors* harus beroperasi antara ± 10° dari vertikal atau antara ± 65 feet (± 20 m) toleransi deviasi lateral, mana yang lebih besar, di atas trek referensi dan seluruh interval waktu 10 dB-down.

K36.7.9 Ketinggian *Tiltrotors* tidak harus bervariasi selama setiap *flyover* oleh lebih dari ± 30 ft (± 9 m) dari ketinggian referensi sepanjang interval waktu 10 dB-*down*.

K36.7.10 Selama prosedur *approach*, *Tiltrotors* harus membangun stabil *approach* kecepatan konstan dan terbang antara sudut *approach* 5,5 derajat dan 6,5 derajat sepanjang interval waktu 10 dB-*down*.

K36.7.11 Selama semua prosedur tes, berat *Tiltrotors* (massa) tidak harus kurang dari 90 persen dan tidak lebih dari 105 persen dari berat sertifikat maksimum (massa). Untuk setiap prosedur pengujian, melengkapi setidaknya satu tes sertifikat maksimum (massa) atau di atasnya.

K36.7.12 *Tiltrotors* yang mampu membawa beban eksternal atau peralatan eksternal harus telah tersertifikasi kebisingannya yang dilakukan tanpa membawa beban.

K36.7.13 Nilai VCON digunakan untuk sertifikasi suara harus disertakan dalam Manual Penerbangan yang disetujui.

MENTERI PERHUBUNGAN
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

BUDI KARYA SUMADI

Salinan sesuai dengan aslinya
Plt. KEPALA BIRO HUKUM,

YUSTINUS DANANG RUSDIHANTO

LAMPIRAN II
PERATURAN MENTERI PERHUBUNGAN REPUBLIK INDONESIA
NOMOR PM 62 TAHUN 2021
TENTANG
PERATURAN KESELAMATAN PENERBANGAN SIPIL BAGIAN 36 TENTANG STANDAR KEBISINGAN UNTUK SERTIFIKASI TIPE DAN KELAIKUDARAAN PESAWAT UDARA

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

PART 36

NOISE STANDARDS :

AIRCRAFT TYPE AND AIRWORTHINESS CERTIFICATIONS

MINISTRY OF TRANSPORTATION

***REPUBLIC OF* INDONESIA**

TABLE OF CONTENTS

TABLE OF CONTENTS ***199***

AMENDMENT RECORD LIST ***201***

SUMMARY OF AMENDMENT ***202***

NOMENCLATURE: SYMBOLS AND UNITS ***204***

SUBPART A – GENERAL ***213***

36.0 Regulatory Reference *213*

36.1 Applicability and Definitions *213*

36.2 Requirements As Of Date Of Application *218*

36.3 Compatibility With Airworthiness Requirements *219*

36.5 Limitation of Part *219*

36.6 Incorporation by reference *219*

36.7 Acoustical Change: Transport Category Large Airplanes and Jet Airplanes *221*

36.9 Acoustical Change: Propeller Driven Small Airplanes and Propeller Driven Commuter Category Airplanes *223*

36.11 Acoustical Change: Helicopters *223*

36.13 Acoustical Change: Tiltrotors aircraft *225*

SUBPART B - TRANSPORT CATEGORY LARGE AIRPLANES AND JET AIRPLANES ***226***

36.101 Noise Measurement and Evaluation *226*

36.103 Noise Limits *226*

36.105 Flight Manual Statement of Chapter 4 Equivalency *226*

SUBPART C - [RESERVED] ***228***

SUBPART D - NOISE LIMITS FOR SUPERSONIC TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES ***229***

36.301 Noise limits: Concorde. *229*

SUBPART E - [RESERVED] ***230***

SUBPART F - PROPELLER DRIVEN SMALL AIRPLANES AND PROPELLER DRIVEN, COMMUTER CATEGORY AIRPLANES ***231***

36.501 Noise Limits *231*

SUBPART G - [RESERVED] ***233***

SUBPART H - HELICOPTERS ***234***

36.801 Noise Measurement *234*

36.803 Noise Evaluation and Calculation *234*

36.805 Noise Limits *234*

SUBPARTS I - J [RESERVED] ***236***

SUBPART K - TILTROTORS ***237***

36.1101 Noise measurement and evaluation *237*

36.1103 Noise Limit *237*

SUBPART L-N - [RESERVED] ***238***

SUBPART O - DOCUMENTATION, OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION ***239***

36.1501 Procedures, Noise Levels and other Information *239*

36.1581 Manuals, Markings, and Placards *239*

36.1583 Noncomplying Agricultural and Fire fighting Airplanes *241*

APPENDIX A - AIRCRAFT NOISE MEASUREMENT AND EVALUATION UNDER SEC.36.101 ..... ***242***

APPENDIX B - NOISE LEVELS FOR TRANSPORT CATEGORY AND JET AIRPLANES UNDER SEC. 36.103 ..... ***290***

APPENDIX C – E [RESERVED] ***299***

APPENDIX F – FLYOVER NOISE REQUIREMENTS FOR PROPELLER – DRIVEN SMALL AIRPLANE AND PROPELLER – DRIVEN, COMMUTER CATEGORY AIRPLANE CERTIFICATION TESTS PRIOR TO DECEMBER 22, 1988 ..... ***300***

APPENDIX G - TAKEOFF NOISE REQUIREMENTS FOR PROPELLER - DRIVEN SMALL AIRPLANE AND PROPELLER-DRIVEN, COMMUTER CATEGORY AIRPLANE CERTIFICATION TESTS ON OR AFTER DECEMBER 22, 1988 ..... ***307***

APPENDIX H – NOISE REQUIREMENTS FOR HELICOPTERS UNDER SUBPART H ***318***

APPENDIX J - ALTERNATIVE NOISE CERTIFICATION PROCEDURE FOR HELICOPTERS UNDER SUBPART H HAVING A MAXIMUM CERTIFICATED TAKEOFF WEIGHT OF NOT MORE THAN 7,000 POUNDS ***344***

APPENDIX K - NOISE REQUIREMENTS FOR TILTROTORS UNDER SUBPART K ***359***

AMENDMENT RECORD LIST

Amendment No	Issue date	Reference
Original	27 December 1993	
Amendment 1	26 February 2009	
Amendment 2	20 February 2015	
Amendment 3	4 August 2017	
Amendment 4		

SUMMARY OF AMENDMENT

Amendment No	*Sources*	*Subject/s*	*Approved*
Original	*27 December 1993*		*Ministry Decree No. 90 Year 1993, Dated 27 December*
Amendment 1		*1. Introduction of Requirements Noise Stage 4.* *2. Introduction Of requirement as of date of application about Noise limits.* *3. Introduction an acceptable alternative for Noise Measurement and Evaluation and Evaluation of stage 4*	*KM 29 Year 2009, dated 26 February 2009*
Amendment 2	*Annex 16 Vol. 1 Amdt. 10 & State Letter No. AN1/17.14-14/24, 10 Apr 2014.*	*1. Supersonic provision is deleted.* *2. Introduction primary category.* *3. Introduction of Stage 3 for helicopter*	*PM 50 Year 2015 dated 20 February 2015*
Amendment 3	*Annex 16, Volume I, Aircraft Noise", 7th Edition, Amendment 11-B, effective 1 January 2015.*	*1. Noise requirements for Tiltrotors under Subpart K* *2. Introduction of noise certification requirements for Tiltrotors,*	*PM 58 Year 2017, dated 4 August 2017*

Amendment 4	1. Annex 16, Volume I, Aircraft Noise", AN 1/17.14-17/48 dated 21 April 2017	*1. Harmonization of language used to define the reference atmosphere;* *2. Removal of references to outdated flight path measurement techniques;* *3. Corrections to guidelines for noise certification of Tiltrotors; and* *4. Correction of miscellaneous technical editorial issues and an amalgamation of all symbols and units into one section.*	

NOMENCLATURE: SYMBOLS AND UNITS

Velocity

Symbol	*Unit*	*Meaning*
cR	*m/s*	*Reference speed of sound. Speed of sound at reference conditions.*
MATR	—	*Helicopter rotor reference advancing blade tip Mach number. The sum of the reference rotor rotational tip speed and the reference speed of the helicopter, divided by the reference speed of sound.*
MH	—	*Propeller helical tip Mach number. The square root of the sum of the square of the propeller test rotational tip speed and the square of the test airspeed of the aeroplane, divided by the test speed of sound.*
MHR	—	*Propeller reference helical tip Mach number. The square root of the sum of the square of the propeller reference rotational tip speed and the square of the reference speed of the aeroplane, divided by the reference speed of sound.*
Best R/C	*m/s*	*Best rate of climb. The certificated maximum take-off rate of climb at the maximum power setting and engine speed.*
VAR	*km/h*	*Adjusted reference speed. On a non-standard test day, the helicopter reference speed adjusted to achieve the same advancing tip Mach number as the reference speed at reference conditions.*
VCON	*km/h*	*Maximum airspeed in conversion mode. The never-exceed airspeed of a Tiltrotors when in conversion mode.*
VG	*km/h*	*Ground speed. The aircraft velocity relative to the ground.*
VGR	*km/h*	*Reference ground speed. The aircraft true velocity relative to the ground in the direction of the ground track under reference conditions. VGR is the horizontal component of the reference aircraft speed VR.*
VH	*km/h*	*Maximum airspeed in level flight. The maximum airspeed of a helicopter in level flight when operating at maximum continuous power.*
VMCP	*km/h*	*Maximum airspeed in level flight. The maximum airspeed of a Tiltrotors in level flight when operating in aeroplane mode at maximum continuous power.*
VMO	*km/h*	*Maximum operating airspeed. The maximum operating limit airspeed of a Tiltrotors that may not be deliberately exceeded.*
VNE	*km/h*	*Never exceed airspeed. The maximum operating limit airspeed that may not be deliberately exceeded.*

V_R	km/h	*Reference speed. The aircraft true velocity at reference conditions in the direction of the reference flight path.* *Note:— This symbol should not be confused with the symbol commonly used for aeroplane take-off rotation speed.*
V_{REF}	km/h	*Reference landing airspeed. The speed of the aeroplane, in a specific landing configuration, at the point where it descends through the landing screen height in the determination of the landing distance for manual landings.*
V_S	km/h	*Stalling airspeed. The minimum steady airspeed in the landing configuration.*
V_{tip}	m/s	*Tip speed. The rotational speed of a rotor or propeller tip at test conditions, excluding the aircraft velocity component.*
V_{tipR}	m/s	*Reference tip speed. The rotational speed of a rotor or propeller tip at reference conditions, excluding the aircraft velocity component.*
V_Y	km/h	*Speed for best rate of climb. The test airspeed for best take-off rate of climb.*
V_2	km/h	*Take-off safety speed. The minimum airspeed for a safe take-off.*

Time

Symbol	Unit	Meaning
t_0	s	*Reference duration. The length of time used as a reference in the integration equation for computing EPNL, where t_0 = 10 s.*
t_R	s	*Reference reception time. The reference time of reception calculated from time of reference aircraft position and distance between aircraft and microphone used in the integrated procedure.*
Δt	s	*Time increment. The equal time increment between one-third octave band spectra, where Δt = 0.5 s.*
δt_R	s	*Reference time increment. The effective duration of a time increment between reference reception times associated with PNLT points used in the integrated method.*

Indices

Symbol	Unit	Meaning
i	—	*Frequency band index. The numerical indicator that denotes*

		any one of the 24 one-third octave bands with nominal geometric mean frequencies from 50 to 10 000 Hz.
k	—	*Time increment index. The numerical indicator that denotes any one of the 0.5 second spectra in a noise time history. For the integrated method, the adjusted time increment associated with each value of k will likely vary from the original 0.5 second time increment when projected to reference conditions.*
k_F	—	*First time increment identifier. Index of the first 10 dB-down point in the discrete measured PNLT time history.*
k_{FR}	—	*Reference first time increment identifier. Index of the first 10 dB-down point in the discrete PNLT time history for the integrated method.*
k_L	—	*Last time increment identifier. Index of the last 10 dB-down point in the discrete measured PNLT time history.*
k_{LR}	—	*Reference last time increment identifier. Index of the last 10 dB-down point in the discrete PNLT time history for the integrated method.*
k_M	—	*Maximum PNLTM time increment index. Time increment index of PNLTM.*
t	s	*Elapsed time. The length of time measured from a reference zero.*
$t1$	s	*Time of first 10 dB-down point. The time of the first 10 dB-down point in a continuous function of time. (See k_F.)*
$t2$	s	*Time of last 10 dB-down point. The time of the last 10 dB-down point in a continuous function of time. (See k_L.)*

Noise Metrics

Symbol	*Unit*	*Meaning*
EPNL	*EPNdB*	*Effective perceived noise level. A single-number evaluator for an aircraft pass-by, accounting for the subjective effects of aircraft noise on human beings, consisting of an integration over the noise duration of the perceived noise level (PNL) adjusted for spectral irregularities (PNLT), normalized to a reference duration of 10 seconds. (See Appendix 2, Section 4.1 for specifications.)*
EPNLA	*EPNdB*	*Approach EPNL. Effective perceived noise level at the aeroplane approach reference measurement points.*
EPNLF	*EPNdB*	*Flyover EPNL. Effective perceived noise level at the aeroplane flyover reference measurement points.*

EPNL$_L$	*EPNdB*	*Lateral EPNL. Effective perceived noise level at the aeroplane lateral reference measurement points.*
L$_{AE}$	*dB SEL*	*Sound exposure level (SEL). A single event noise level for an aircraft pass-by, consisting of an integration over the noise duration of the A-weighted sound level (dBA), normalized to a reference duration of 1 second. (See Appendix 4, Section 3 for specifications.)*
L$_{AS}$	*dB(A)*	*Slow A-weighted sound level. Sound level with frequency weighting A and time weighting S for a specified instance in time.*
L$_{ASmax}$	*dB(A)*	*Maximum Slow A-weighted sound level. The maximum value of LAS over a specified time interval.*
L$_{ASmaxR}$	*dB(A)*	*Reference maximum Slow A-weighted sound level. The maximum value of LAS over a specified time interval corrected to reference conditions.*
LIMIT$_A$	*EPNdB*	*Approach EPNL limit. The maximum permitted noise level at the aeroplane approach reference measurement points.*
LIMIT$_F$	*EPNdB*	*Flyover EPNL limit. The maximum permitted noise level at the aeroplane flyover reference measurement points.*
LIMIT$_L$	*EPNdB*	*Lateral EPNL limit. The maximum permitted noise level at the aeroplane lateral reference measurement points.*
n	*noy*	*Perceived noisiness. The perceived noisiness of a one-third octave band sound pressure level in a given spectrum.*
N	*noy*	*Total perceived noisiness. The total perceived noisiness of a given spectrum calculated from the 24 values of n.*
PNL	*PNdB*	*Perceived noise level. A perception-based noise evaluator representing the subjective effects of broadband noise received at a given point in time during an aircraft pass-by. It is the noise level empirically determined to be equally as noisy as a 1 kHz one-third octave band sample of random noise. (See Appendix 2, Section 4.2 for specifications.)*
PNLT$_R$	*TPNdB*	*Reference tone-corrected perceived noise level. The value of PNLT adjusted to reference conditions.*
PNLTM	*TPNdB*	*Maximum tone-corrected perceived noise level. The maximum value of PNLT in a specified time history, adjusted for the bandsharing adjustment ΔB.*
PNLTM$_R$	*TPNdB*	*Reference maximum tone-corrected perceived noise level. The maximum value of PNLT$_R$ in a specified time history, adjusted for the bandsharing adjustment ΔB in the simplified method and ΔB_R in the integrated method.*

SPL	*dB*	*Sound pressure level. The level of sound, relative to the reference level of 20 μPa, at any instant of time that occurs in a specified frequency range. The level is calculated as ten times the logarithm to the base 10 of the ratio of the time-mean-square pressure of the sound to the square of the reference sound pressure of 20 μPa.* *Note: — Typical aircraft noise certification usage refers to a specific one- third octave band, e.g. SPL(i,k) for the i-th band of the k-th spectrum in an aircraft noise time-history.*
SPLR	*dB*	*Reference sound pressure level. The one-third octave band sound pressure levels adjusted to reference conditions.*
SPLS	*dB*	*Slow-weighted sound pressure level. The value of one-third octave band sound pressure levels with time weighting S applied.*
Δ1	*TPNdB*	*PNLTM adjustment. In the simplified adjustment method, the adjustment to be added to the measured EPNL to account for noise level changes due to differences in atmospheric absorption and noise path length between test and reference conditions at PNLTM.*
	dB(A)	*For propeller-driven aeroplanes not exceeding 8 618 kg, the adjustment to be added to LASmax to account for noise level changes due to the difference between test and reference aeroplane heights.*
Δ2	*TPNdB*	*Duration adjustment. In the simplified adjustment method, the adjustment to be added to the measured EPNL to account for noise level changes due to the change in noise duration caused by differences between test and reference aircraft speed and position relative to the microphone.*
	dB(A)	*For propeller-driven aeroplanes not exceeding 8 618 kg, the adjustment to be added to LASmax to account for the propeller helical tip Mach number.*
Δ3	*TPNdB*	*Source noise adjustment. In the simplified or integrated adjustment method, the adjustment to be added to the measured EPNL to account for noise level changes due to differences in source noise generating mechanisms between test and reference conditions.*
	dB(A)	*For propeller-driven aeroplanes not exceeding 8 618 kg, the adjustment to be added to LASmax to account for engine power.*

Δ4	*dB(A)*	*Atmospheric absorption adjustment. For propeller-driven aeroplanes not exceeding 8 618 kg, the adjustment to be added to the measured LASmax for noise level changes due to the change in atmospheric absorption caused by the difference between test and reference aeroplane heights.*
ΔB	*TPNdB*	*Bandsharing adjustment. The adjustment to be added to the maximum PNLT to account for possible suppression of a tone due to one-third octave bandsharing of that tone. PNLTM is equal to the maximum PNLT plus ΔB.*
ΔBR	*TPNdB*	*Reference bandsharing adjustment. The adjustment to be added to the maximum $PNLT_R$ in the integrated method to account for possible suppression of a tone due to one-third octave bandsharing of that tone. $PNLTM_R$ is equal to the maximum $PNLT_R$ plus ΔBR.*
Δpeak	*TPNdB*	*Peak adjustment. The adjustment to be added to the measured EPNL for when the PNLT for a secondary peak, identified in the calculation of EPNL from measured data and adjusted to reference conditions, is greater than the PNLT for the adjusted PNLTM spectrum.*

Calculation of PNL and Tone Correction

Symbol	*Unit*	*Meaning*
C	*dB*	*Tone correction factor. The factor to be added to the PNL of a given spectrum to account for the presence of spectral irregularities such as tones.*
f	*Hz*	*Frequency. The nominal geometric mean frequency of a one-third octave band.*
F	*dB*	*Delta-dB. The difference between the original sound pressure level and the final broadband sound pressure level of a one-third octave band in a given spectrum.*
log n(a)	—	*Noy discontinuity coordinate. The log n value of the intersection point of the straight lines representing the variation of SPL with log n.*
M	—	*Noy inverse slope. The reciprocals of the slopes of straight lines representing the variation of SPL with log n.*
s	*dB*	*Slope of sound pressure level. The change in level between adjacent one- third octave band sound pressure levels in a given spectrum.*

Δs	*dB*	*Change in slope of sound pressure level.*
s'	*dB*	*Adjusted slope of sound pressure level. The change in level between adjacent adjusted one-third octave band sound pressure levels in a given spectrum.*
s□	*dB*	*Average slope of sound pressure level.*
SPL(a)	*dB*	*Noy discontinuity level. The SPL value at the discontinuity coordinate of the straight lines representing the variation of SPL with log n.*
SPL(b)	*dB*	*Noy intercept levels. The intercepts on the SPL-axis of the straight lines representing the variation of SPL with log n.*
SPL(c)		
SPL(d)	*dB*	*Noy discontinuity level. The SPL value at the discontinuity coordinate where log n equals −1.*
SPL(e)	*dB*	*Noy discontinuity level. The SPL value at the discontinuity coordinate where log n equals log 0.3.*
SPL'	*dB*	*Adjusted sound pressure level. The first approximation to broadband sound pressure level in a one-third octave band of a given spectrum.*
SPL"	*dB*	*Final broadband sound pressure level. The second and final approximation to broadband sound pressure level in a one-third octave band of a given spectrum.*

Flight Path Geometry

Symbol	*Unit*	*Meaning*
H	*m*	*Height. The aircraft height when overhead or abeam of the centre microphone.*
HR	*m*	*Reference height. The reference aircraft height when overhead or abeam of the centre microphone.*
X	*m*	*Aircraft position along the ground track. The position coordinate of the aircraft along the x-axis at a specific point in time.*
Y	*m*	*Lateral aircraft position relative to the reference ground track. The position coordinate of the aircraft along the y-axis at a specific point in time.*
Z	*m*	*Vertical aircraft position relative to the reference ground track. The position coordinate of the aircraft along the z-axis at a specific point in time.*
θ	*degrees*	*Sound emission angle. The angle between the flight path*

		and the direct sound propagation path to the microphone. The angle is identical for both the measured and reference flight paths.
ψ	*degrees*	*Elevation angle. The angle between the sound propagation path and a horizontal plane passing through the microphone, where the sound propagation path is defined as a line between a sound emission point on the measured flight path and the microphone diaphragm.*
ψR	*degrees*	*Reference elevation angle. The angle between the reference sound propagation path and a horizontal plane passing through the reference microphone location, where the reference sound propagation path is defined as a line between a sound emission point on the reference flight path and the reference microphone diaphragm.*

Miscellaneous

Symbol	*Unit*	*Meaning*
antilog	—	*Antilogarithm to the base 10.*
D	*m*	*Diameter. Propeller or rotor diameter.*
D15	*m*	*Take-off distance. The take-off distance required for an aeroplane to reach 15 m height above ground level*
e	—	*Euler's number. The mathematical constant that is the base number of the natural logarithm, approximately 2.71828.*
log	—	*Logarithm to the base 10.*
N	*rpm*	*Propeller speed.*
N1	*rpm*	*Compressor speed. The turbine engine low pressure compressor first stage fan speed.*
RH	*%*	*Relative humidity. The ambient atmospheric relative humidity.*
T	*°C*	*Temperature. The ambient atmospheric temperature.*
u	*m/s*	*Wind speed along-track component. The component of the wind speed vector along the reference ground track.*
V	*m/s*	*Wind speed cross-track component. The component of the wind speed vector horizontally perpendicular to the reference ground track.*
a	*dB/100 m*	*Test atmospheric absorption coefficient. The sound attenuation rate due to atmospheric absorption that occurs in a specified one-third octave band for the*

		measured ambient temperature and relative humidity
aR	*dB/100 m*	*Reference atmospheric absorption coefficient. The sound attenuation rate due to atmospheric absorption that occurs in a specified one-third octave band for a reference ambient temperature and relative humidity.*
μ	—	*Engine noise performance parameter. For jet aeroplanes, typically the normalized low pressure fan speed, normalized engine thrust, or engine pressure ratio used in the calculation of the source noise adjustment.*

SUBPART A – GENERAL

36.0 Regulatory Reference

This Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 36 sets the implementing rules of Noise Standards Aircraft Type and Airworthiness Certification as required by Article 37 of Aviation Law Number 1 Year 2009 as amanded by Article 58 paragraph 16 of Job Creation Law Number 11 Year 2020 and Article 20 Government Regulation Number 32 Year 2021 on Aviation Administration

36.1 Applicability and Definitions

(a) Director General means Director General of Civil Aviation

(b) Directorate General means Directorate General of Civil Aviation.

(c) For the purpose of showing compliance with this part for transport category large airplanes and jet airplanes regardless of category, the following terms have the following meanings:

(1) *A "Stage 1 noise level" means a flyover, lateral or approach noise level greater than the Stage 2 noise limits prescribed in section B36.5(b) of Appendix B of this part.*

(2) *A "Stage 1 airplane" means an airplane that has not been shown under this part to comply with the flyover, lateral, and approach noise levels required for Stage 2 or Stage 3 airplanes.*

(3) *A "Stage 2 noise level" means a noise level at or below the Stage 2 noise limits prescribed in section B36.5(b) of Appendix B of this part but higher than the Stage 3 noise limits prescribed in section B36.5(c) of Appendix B of this part.*

(4) *A "Stage 2 airplane" means an airplane that has been shown under this part to comply with Stage 2 noise levels prescribed in section B36.5 of Appendix B of this part (including use of the applicable tradeoff provisions specified in section B36.6) and that does not comply with the requirements for a Stage 3 airplane.*

(5) *A "Stage 3 noise level" means a noise level at or below the Stage 3 noise limits prescribed in section B36.5(c) of Appendix B of this part.*

(6) *A "Stage 3 airplane" means an airplane that has been shown under this part to comply with Stage 3 noise levels prescribed in section* ***B36.5****(c) of appendix B of this part (including use of the applicable tradeoff provisions specified in section B36.6).*

(7) *A "subsonic airplane" means an airplane for which the maximum operating limit speed, M_{mo} , does not exceed a Mach number of 1.*

(8) *A "supersonic airplane" means an airplane for which the maximum operating limit speed, M_{mo} , exceeds a Mach number of 1.*

(9) *A "Stage 4 noise level" means a noise level at or below the Stage 4 noise limit prescribed in section B36.5(d) of appendix B of this part.*

(10) *A "Stage 4 airplane" means an airplane that has been shown under this part not to exceed the Stage 4 noise limit prescribed in section B36.5(d) of appendix B of this part.*

(11) *A "Chapter 4 noise level" means a noise level at or below the maximum noise level prescribed in Chapter 4, Paragraph 4.4, Maximum Noise Levels, of the International Civil Aviation Organization (ICAO) in Annex 16, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018".*

(d) For the purpose of showing compliance with this part, for helicopters in the primary, normal, transport, and restricted categories, the following terms have the specified meanings:

(1) *A "Stage 1 noise level" means a takeoff, flyover, or approach noise level greater than the Stage 2 noise limits prescribed in Section H36.305 of Appendix H of this part, or a flyover noise level greater than the Stage 2 noise limits prescribed in section J36.305 of appendix J of this part.*

(2) *A "Stage 1 helicopter" means a helicopter that has not been shown under this part to comply with the takeoff, flyover, and approach noise levels required for Stage 2 helicopters as prescribed in section H36.305 of appendix H of this part, or a helicopter that has not been shown under this part to comply with the flyover noise level required for Stage 2 helicopters as prescribed in section J36.305 of appendix J of this part.*

(3) *A "Stage 2 noise level" means a takeoff, flyover, or approach*

noise level at or below the Stage 2 noise limits prescribed in Section H36.305 of Appendix H of this part, or a flyover noise level at or below the Stage 2 limit prescribed in section J36.305 of appendix J of this part.

(4) *A "Stage 2 helicopter" means a helicopter that has been shown under this part to comply with Stage 2 noise limits (including applicable tradeoffs) prescribed in Section H36.305 of Appendix H of this part, or a helicopter that has been shown under this part to comply with the Stage 2 noise limit prescribed in section J36.305 of appendix J of this part.*

(5) *A '"Stage 3 noise levels" means a takeoff, flyover, or approach noise level at or below the stage 3 noise limits prescribed in section H36.305 of appendix H of this part, or a flyover noise level at or below the Stage 3 noise limit prescribed in section J36.305 of appendix J of this part.*

(6) *A "Stage 3 helicopter" means a helicopter that has been shown under this part to comply with the Stage 3 noise limits (including applicable tradeoffs) prescribed in section H36.305 of appendix H of this part, or a helicopter that has been shown under this part to comply with the Stage 3 noise limit prescribed in section J36.305 of appendix J of this part.*

Maximum normal operating RPM means the highest rotor speed corresponding to the airworthiness limit imposed by the manufacturer and approved by the DGCA. Where a tolerance on the highest rotor speed is specified, the maximum normal operating rotor speed is the highest rotor speed for which that tolerance is given. If the rotor speed is automatically linked with flight condition, the maximum normal operating rotor speed corresponding with that flight condition must be used during the noise certification procedure. If rotor speed can be changed by pilot action, the highest normal operating rotor speed specified in the flight manual limitation section for power-on conditions must be used during the noise certification procedure.

(e) For the purpose of showing compliance with this part for Tiltrotors, the following terms have the specified meanings: Airplane mode means a

configuration with nacelles on the down stops (axis aligned horizontally) and rotor speed set to cruise revolutions per minute (RPM).

Airplane mode RPM means the lower range of rotor rotational speed in RPM defined for the airplane mode cruise flight condition.

Fixed operation points mean designated nacelle angle positions selected for airworthiness reference. These are default positions used to refer to normal nacelle positioning operation of the aircraft. The nacelle angle is controlled by a self-centering switch. When the nacelle angle is 0 degrees (airplane mode) and the pilot moves the nacelle switch upwards, the nacelles are programmed to automatically turn to the first default position (for example, 60 degrees) where they will stop. A second upward move of the switch will tilt the nacelle to the second default position (for example, 75 degrees). Above the last default position, the nacelle angle can be set to any angle up to approximately 95 degrees by moving the switch in the up or down direction. The number and position of the fixed operation points may vary on different Tiltrotors configurations.

Nacelle angle is defined as the angle between the rotor shaft centerline and the longitudinal axis of the aircraft fuselage.

Tiltrotors means a class of aircraft capable of vertical take-off and landing, within the powered-lift category, with rotors mounted at or near the wing tips that vary in pitch from near vertical to near horizontal configuration relative to the wing and fuselage.

Vertical takeoff and landing (VTOL) mode means the aircraft state or configuration having the rotors orientated with the axis of rotation in a vertical manner (i.e. , nacelle angle of approximately 90 degrees) for vertical takeoff and landing operations.
V_{CON} is defined as the maximum authorized speed for any nacelle angle in VTOL/Conversion mode.

VTOL/Conversion mode is all approved nacelle positions where the design operating rotor speed is used for hover operations.

VTOL mode RPM means highest range of RPM that occur for takeoff, approach, hover, and conversion conditions.

(f) *This part prescribes noise standards for the issue of the following certificates:*

(1) *Type certificates, and changes to those certificates, and standard airworthiness certificates, for subsonic transport category large airplanes, and for subsonic jet airplanes regardless of category.*

(2) *Type certificates and changes to those certificates, standard airworthiness certificates, and restricted category airworthiness certificates, for propeller driven, small airplanes, and for propeller driven, commuter category airplanes except those airplanes that are designed for "agricultural aircraft operations" or for dispersing firefighting materials to which Sec. 36.1583 of this part does not apply.*

(3) *A type certificate and changes to that certificate, and standard airworthiness certificates, for Concorde airplanes.*

(4) *Type certificates, and changes to those certificates, for helicopters except those helicopters that are designated exclusively for "agricultural aircraft operations", for dispensing firefighting materials, or for carrying external loads.*

(5) *Type certificates, changes to those certificates, and standard airworthiness certificates, for Tiltrotors.*

(g) *Each person who applies under CASR Part 21 for a type of airworthiness certificate specified in this part must show compliance with the applicable requirements this part, in addition to the applicable airworthiness requirements.*

(h) *Each person who applies under CASR Part 21 for approval of an acoustical change described in Sec. 21.93(b) must show that the aircraft complies with the applicable provisions of Secs. 36.7, 36.9 or 36.11 in addition to the applicable airworthiness requirements.*

(i) *Each person who applies for the original issue of a standard airworthiness certificate for a transport category large airplane or for*

a jet airplane under Sec. 21.183 must, regardless of date of application, show compliance with the following provisions of this part (including Appendix B):

(1) *The provisions of this part in effect after the date of this Decree come into force for subsonic airplanes with maximum weights greater than 75,000 pounds.*

(2) *[Reserved]*

(3) *[Deleted]*

(j) Each person who applies fot the original issue of standard airworthiness certificate under Sec 21.183 or for the original issue of a restricted category airworthiness certificate under Sec 21.185, for propeller-driven, commuter category airplanes for a propeller driven small airplane that has not had any flight time before 1 January 1980, must show compliance with the applicable provisions of this part.

(k) For the purpose of showing compliance with this part for transport category large airplanes and jet airplanes regardless of category, each airplane may not be identified as complying with more than one stage or configuration simultaneously.

36.2 Requirements As Of Date Of Application

(a) Section 21.17 of CASR part 21 notwithstanding, each person who applies for a type certificate for an aircraft covered by this part, must show that the aircraft meets the applicable requirements of this part that are effective on the date of application for that type certificate. When the time interval between the date of application for the type certificate and the issuance of the type certificate exceeds 5 years, the applicant must show that the aircraft meets the applicable requirements of this part that were effective on a date, to be selected by the applicant, not earlier than 5 years before the issue of the type certificate.

(b) Section 21.101(a) of CASR part 21 notwithstanding, each person who applies for an acoustical change to a type design specified in section 21.93(b) must show compliance with the applicable requirements of this part that are effective on the date of application for the change in type design. When the time interval between the date of application for the change in type design and the issuance of the amended or

supplemental type certificate exceeds 5 years, the applicant must show that the aircraft meets the applicable requirements of this part that were effective on a date, to be selected by the applicant, not earlier than 5 years before the issue of the amended or supplemental type certificate.

(c) If an applicant elects to comply with a standard in this part that was effective after the filing of the application for a type certificate or change to a type design, the election:

(1) Must be approved by the DGCA;

(2) Must include standards adopted between the date of application and the date of the election;

(3) May include other standards adopted after the standard elected by the applicant as determined by the DGCA.

36.3 Compatibility With Airworthiness Requirements

It must be shown that the aircraft meets the airworthiness regulations constituting the type certification basis of the aircraft under all conditions in which compliance with this part is shown, and that all procedures used in complying with this part, and all procedures and information for the flight crew developed under this part, are consistent with the airworthiness regulations constituting the type certification basis of the aircraft.

36.5 Limitation of Part

The noise levels in this part have been determined to be as low as is economically reasonable, technologically practicable, and appropriate to the type of aircraft to which they apply. No determination is made, under this part, that these noise levels are or should be acceptable or unacceptable for operation at, into, or out of, any airport.

36.6 Incorporation by reference

(a) General. This part prescribes certain standards and procedures which are not set forth in full text in the rule. Those standards and procedures are contained in published material which is reasonably available to the class of persons affected.

(b) Identification statement. The complete title or description which identifies each published matter incorporated by reference in this part is as follows:

(1) *International Electrotechnical Commission (IEC) Publications.*

(i) *IEC Publication No. 179, entitled "Precision Sound Level Meters," dated 1973.*

(ii) *IEC Publication No. 225, entitled "Octave, Half-Octave, Third Octave Band Filters Intended for the Analysis of Sounds and Vibrations," dated 1966.*

(iii) *IEC Publication No. 651, entitled "Sound Level Meters," first edition, dated 1979.*

(iv) *IEC Publication No. 561, entitled "Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification," first edition, dated 1976.*

(v) *IEC Publication No. 804, entitled "Integrating-averaging Sound Level Meters," first edition, dated 1985.*

(vi) *IEC Publication 61094-3, entitled "Measurement Microphones—Part 3: Primary Method for Free-Field Calibration of Laboratory Standard Microphones by the Reciprocity Technique", edition 1.0, dated 1995.*

(vii) *IEC Publication 61094-4, entitled "Measurement Microphones—Part 4: Specifications for Working Standard Microphones", edition 1.0, dated 1995.*

(viii) *IEC Publication 61260, entitled "Electroacoustics-Octave-Band and Fractional-Octave-Band filters", edition 1.0, dated 1995.*

(ix) *IEC Publication 61265, entitled "Instruments for Measurement of Aircraft Noise-Performance Requirements for Systems to Measure One-Third- Octave-Band Sound pressure Levels in Noise Certification of Transport- Category Aeroplanes," edition 1.0, dated 1995.*

(x) *IEC Publication 60942, entitled "Electroacoustics—Sound Calibrators," edition 2.0, dated 1997.*

(2) *Society of Automotive Engineers (SAE) Publications. (i) SAE ARP 866A, entitled "Standard Values at Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity for Use in Evaluating Aircraft Flyover Noise," dated March 15, 1975.*

(3) *International Standards and Recommended Practices entitled "Environmental Protection, Annex 16 to the Convention on*

International Civil Aviation, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018.

36.7 Acoustical Change: Transport Category Large Airplanes and Jet Airplanes

(a) Applicability. This section applies to all transport category large airplanes and jet airplanes for which an acoustical change approval is applied for under Sec. 21.93(b) of CASR part 21.

(b) General requirements. Except as otherwise specifically provided, for each airplane covered by this section, the acoustical change approval requirements are as follows:

(1) In showing compliance, noise levels must be measured and evaluated in accordance with the applicable procedures and conditions prescribed in Appendix A of this part.

(2) Compliance with the noise limits prescribed in section B36.5 of Appendix B must be shown in accordance with the applicable provisions of sections B36.7 and B36.8 of Appendix B of this part.

(c) Stage 1 airplanes. For each Stage 1 airplane prior to the change in type design, in addition to the provisions of paragraph (b) of this section, the following apply:

(1) If an airplane is a Stage 1 airplane prior to the change in type design, it may not, after the change in type design, exceed the noise levels created prior to the change in type design. The tradeoff provisions of section B36.6 of Appendix B of this part may not be used to increase the Stage 1 noise levels, unless the aircraft qualifies as a Stage 2 airplane.

(2) In addition, for an airplane –

(i) *There may be no reduction in power or thrust below the highest airworthiness approved power or thrust, during the tests conducted before and after the change in type design; and;*

(ii) *During the flyover and lateral noise tests conducted before the change in type design, the quietest airworthiness approved configuration available for the highest approved takeoff weight must be used.*

(d) Stage 2 airplanes. If an airplane is a Stage 2 airplane prior to the

change in type design, the following apply, in addition to the provisions of paragraph (b)of this section:

(1) Airplanes with high bypass ratio jet engines. For an airplane that has jet engines with a bypass ratio of 2 or more before a change in type design

(i) *The airplane, after the change in type design, may not exceed either (A) each Stage 3 noise limit by more than 3 EPNdB, or (B) each Stage 2 noise limit, whichever is lower;*

(ii) *The tradeoff provisions of section B36.6 of Appendix B of this part may be used in determining compliance under this paragraph with respect to the Stage 2 noise limit or to the Stage 3 plus 3 EPNdB noise limits, as applicable; and*

(iii) *During the flyover and lateral noise test conducted before the change in type design, the quietest airworthiness approved configuration available for the highest approved takeoff weight must be used.*

(2) Airplanes that do not have high bypass ratio jet engines. For an airplane that does not have jet engines with a bypass ratio of 2 or more before a change in type design –

(i) *The airplane may not be a Stage 1 airplane after the change in type design; and*

(ii) *During the flyover and lateral noise tests conducted before the change in type design, the quietest airworthiness approved configuration available for the highest approved takeoff weight must be used.*

(e) Stage 3 airplanes. If an airplane is a Stage 3 airplane prior to the change in type design, the following apply, in addition to the provisions of paragraph (b) of this section:

(1) If compliance with Stage 3 noise levels is not required before the change in type design, the airplane must –

(i) *Be a Stage 2 airplane after the change in type design and compliance must be shown under the provisions of paragraph (d)(1) or (d)(2) of this section, as appropriate; or*

(ii) *Remain a Stage 3 airplane after the change in type design. Compliance must be shown under the provisions of paragraph (e)(2) of this section*

(2) *If compliance with Stage 3 noise levels is required before the change in type design, the airplane must be a Stage 3 airplane after the change in type design.*

(3) *The airplane must remain a Stage 3 airplane after the change in type design.*

(4) *If an airplane is a Stage 3 airplane prior to a change in type design, and becomes a Stage 4 after the change in type design, the airplane must remain a Stage 4 airplane.*

(f) *Stage 4 airplanes. If an airplane is a Stage 4 airplane prior to a change in type design, the airplane must remain a Stage 4 airplane after the change in type design.*

36.9 Acoustical Change: Propeller Driven Small Airplanes and Propeller Driven Commuter Category Airplanes

For propeller-driven small airplanes in the primary, normal, utility, acrobatic, transport, and restricted categories and for propeller-driven, commuter category airplanes for which an acoustical change approval is applied for under Sec 21.93(b) of CASR part 21, the following apply:

(c) *If the airplane was type certificated under this part prior to a change in type design, it may not subsequently exceed the noise limits specified in Sec 36.501 of this part.*

(d) *If the airplane was not type certificated under this part prior to a change in type design, it may not exceed the higher of the two following values:*

(1) *The noise limit specified in Sec 36.501 of this part, or*

(2) *The noise level created prior to the change in type design, measured and corrected as prescribed in Sec 36.501 of this part.*

36.11 Acoustical Change: Helicopters

This section applies to all helicopters in the primary, normal, transport, and restricted categories for which an acoustical change approval is applied under Sec. 21.93(b) of CASR part 21 on or after March 6, 1986. Compliance with the requirements of this section must be demonstrated under appendix H of this part, or, for helicopters having a maximum certificated takeoff weight of not more than 7,000 pounds, compliance with this section may be demonstrated under appendix J of this part.

(a) General requirements. Except as otherwise provided, for helicopters covered by this section, the acoustical change approval requirements are as follows:

(1) In showing compliance, with the requirements of appendix H of this part, noise levels must be measured, evaluated, and calculated in accordance with the applicable procedures and conditions prescribed in Parts B and C of Appendix H of this part. For helicopters having a maximum certificated takeoff weight of not more than 7,000 pounds that alternatively demonstrate compliance under appendix J of this part, the flyover noise level prescribed in appendix J of this part must be measured, evaluated, and calculated in accordance with the applicable procedures and conditions prescribed in parts B and C of appendix J of this part.

Compliance with the noise levels prescribed in section H36.305 of Appendix H must be shown in accordance with the applicable provisions of Part D of Appendix H of this part. For those helicopters that demonstrate compliance with the requirements of appendix J of this part, compliance with the noise levels prescribed in section J36.305 of appendix J of this part must be shown in accordance with the applicable provisions of part D of appendix J of this part.

(b) Stage 1 helicopters. Except as provided in Sec. 36.805(c), for each Stage 1 helicopter prior to the change in type design, the helicopter noise levels may not, after the change in type design, exceed the noise levels specified in section H36.305(a)(1) of Appendix H of this part where the demonstration of compliance is under appendix H of this part. The tradeoff provisions under section H36.305(b) of appendix H of this part may not be used to increase any Stage 1 noise level beyond these limits. If an applicant chooses to demonstrate compliance under appendix J of this part, for each Stage 1 helicopter prior to a change in type design, the helicopter noise levels may not, after a change in type design, exceed the Stage 2 noise levels specified in section J36.305(a) of appendix J of this part.

(c) Stage 2 helicopters. For each Stage 2 helicopter prior to the change in

type design, the helicopter must be a Stage 2 helicopter after the change in type design, after a change in type design the helicopter must either:

(1) Remain a Stage 2 helicopter; or

(2) Comply with Stage 3 requirements and remain a Stage helicopter thereafter.

(d) Stage 3 helicopters. For a helicopters that is a Stage 3 helicopter prior to a change in type design, the helicopter must remain a Stage 3 helicopter after a change in type design.

36.13 Acoustical Change: Tiltrotors aircraft

The following requirements apply to Tiltrotors in any category for which an acoustical change approval is applied for under Sec 21.93(b) of this chapter on or after March 11, 2013:

(a) In showing compliance with Appendix K of this part, noise levels must be measured, evaluated, and calculated in accordance with the applicable procedures and conditions prescribed in Appendix K of this part.

(b) Compliance with the noise limits prescribed in section K4 (Noise Limits) of Appendix K of this part must be shown in accordance with the applicable provisions of sections K2 (Noise Evaluation Measure), K3 (Noise Measurement Reference Points), K6 (Noise Certification Reference Procedures), and K7 (Test Procedures) of Appendix K of this part.

(c) After a change in type design, Tiltrotors noise levels may not exceed the limits specified in Sec 36.1103.

SUBPART B - TRANSPORT CATEGORY LARGE AIRPLANES AND JET AIRPLANES

36.101 Noise Measurement and Evaluation

For transport category large airplanes and jet airplanes the noise generated by the airplane must be measured and evaluated under Appendix A of this part or under an approved equivalent procedure.

36.103 Noise Limits

(a) For subsonic transport category large airplanes and subsonic jet airplanes compliance with this section must be shown with noise levels measured and evaluated as prescribed in appendix A of this part, and demonstrated at the measuring points, and in accordance with the test procedures under section B36.8 (or an approved equivalent procedure), stated under appendix B of this part.

(b) Type certification applications between November 5, 1975 and December 31, 2005. If application is made on or after November 5, 1975, and before January 1, 2006, it must be shown that the noise levels of the airplane are no greater than the Stage 3 noise limit prescribed in section B36.5(c) of appendix B of this part.

(c) Type certification applications on or after January 1, 2006. If application is made on or after January 1, 2006, it must be shown that the noise levels of the airplane are no greater than the Stage 4 noise limit prescribed in section B36.5(d) of appendix B of this part. Prior to January 1, 2006, an applicant may seek voluntary certification to Stage 4. If Stage 4 certification is chosen, the requirements of sec.36.7(f) of this part will apply.

36.105 Flight Manual Statement of Chapter 4 Equivalency

For each airplane that meets the requirements for Stage 4 certification, the Airplane Flight Manual or operations manual must include the following statement: "The following noise levels comply with part 36, Appendix B, Stage 4 maximum noise level requirements and were obtained by analysis of approved data from noise tests conducted under the provisions of part 36, Amendment 36 (insert part 36 amendment to which the airplane was certificated). The noise measurement and evaluation procedures used to obtain these noise levels are considered by the DGCA to be equivalent to the Chapter 4 noise level required by the International Civil Aviation

Organization (ICAO) in Annex 16, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018".

SUBPART C - [RESERVED]

SUBPART D - NOISE LIMITS FOR SUPERSONIC TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES

36.301 Noise limits : Concorde.

(a) General. For the Concorde airplane, compliance with this subpart must be shown with noise levels measured and evaluated as prescribed in Subpart B of this part, and demonstrated at the measuring points prescribed in appendix B of this part.

(b) Noise limits. It must be shown, in accordance with the provisions of this part in effect on October 13, 1977, that the noise levels of the airplane are reduced to the lowest levels that are economically reasonable, technologically practicable, and appropriate for the Concorde type design.

SUBPART E - [RESERVED]

SUBPART F - PROPELLER DRIVEN SMALL AIRPLANES AND PROPELLER DRIVEN, COMMUTER CATEGORY AIRPLANES

36.501 Noise Limits

(b) Compliance with this subpart must be shown for—

(1) Propeller driven small airplanes for which application for the issuance of a new, amended, or supplemental type certificate in the normal, utility, acrobatic, transport, or restricted category is made on or after October 10, 1973; and propeller-driven, commuter category; and propeller driven, commuter category airplanes.

(2) Propeller driven small airplanes and propeller-driven, commuter category airplanes for which application is made for the original issuance of a standard airworthiness certificate or restricted category airworthiness certificate.

(3) Airplanes in the primary category:

(i) Except as provided in paragraph (a)(3)(ii) of this section, for an airplane for which application for a type certificate in the primary category is made, and that was not previously certificated under appendix F of this part, compliance with appendix G of this part must be shown.

(ii) For an airplane in the normal, utility or acrobatic category that (A) has a type certificate issued under this chapter, (B) has a standard airworthiness certificate issued under this chapter, (C) has not undergone an acoustical change from its type design, (D) has not previously been certificated under appendix F or G of this part, and (E) for which application for conversion to the primary category is made, no further showing of compliance with this part is required.

(c) For aircraft covered by this subpart for which certification tests are completed before December 22, 1988, compliance must be shown with noise levels as measured and prescribed in Parts B and C of appendix F, or under approved equivalent procedures. It must be shown that the noise level of the airplane is no greater than the applicable limit set in Part D of appendix F.

(d) For aircraft covered by this subpart for which certification tests are not completed before this Decree come into force, compliance must be shown with noise levels as measured and prescribed in Parts B and C of appendix G, or under approved equivalent procedures. It must be shown that the noise level of the airplane is no greater than the applicable limits set in Part D of appendix G.

SUBPART G - [RESERVED]

SUBPART H - HELICOPTERS

36.801 Noise Measurement

For primary, normal, transport, and restricted category helicopters for which certification is sought under appendix H of this part, the noise generated by the helicopter must be measured at the noise measuring points and under the test conditions prescribed in Part B of Appendix H of this attachment or under an DGAC- approved equivalent procedure. For those normal, transport, and restricted category helicopters having a maximum certificated takeoff weight of not more than 7,000 pounds for which compliance with appendix J of this part is demonstrated, the noise generated by the helicopter must be measured at the noise measuring point and under the test conditions prescribed in part B of appendix J of this part, or an DGCA- approved equivalent procedure.

36.803 Noise Evaluation and Calculation

The noise measurement data obtained under Sec. 36.801 and obtained under appendix H of this part must be corrected to the reference conditions contained in part A of appendix H of this part and evaluated under Part C of Appendix H of this part, or an DGCA-approved equivalent procedure. The noise measurement data required under sec.36.801 and obtained under appendix J of this part must be corrected to the reference conditions contained in part A of appendix J of this part, and evaluated under the procedures of part C of appendix J of this part, or an DGCA- approved equivalent procedure.

36.805 Noise Limits

(a) Compliance with the noise levels prescribed under Part D of Appendix H of this part, or under part D of appendix J of this part, must be shown for helicopters for which application for issuance of a type certificate in the primary, normal, transport, or restricted category.

(b) For helicopters covered by this section, it must be shown either:

(1) For those helicopters demonstrating compliance under appendix H of this part, the noise levels of the helicopter are no greater than the applicable limits prescribed under section H36.305 of appendix H of this part, or

(2) *For helicopters demonstrating compliance under appendix J of this part, the noise level of the helicopter is no greater than the limit prescribed under section J36.305 of appendix J of this part.*

(c) *[Reserved]*

(d) *Helicopters in the primary category:*

(1) *Except as provided in paragraph (d)(2) of this section, for a helicopter for which application for a type certificate in the primary category is made, and that was not previously certificated under appendix H of this part, compliance with appendix H of this part must be shown.*

(2) *For a helicopter that:*

(i) *Has a normal or transport type certificate issued under this chapter,*

(ii) *Has a standard airworthiness certificate issued under this chapter,*

(iii) *Has not undergone an acoustical change from its type design,*

(iv) *Has not previously been certificated under appendix H of this part, and,*

(v) *For which application for conversion to the primary category is made, no further showing of compliance with this part is required.*

SUBPARTS I - J [RESERVED]

SUBPART K - TILTROTORS

36.1101 Noise measurement and evaluation

For Tiltrotors, the noise generated must be measured and evaluated under Appendix K of this part, or under an approved equivalent procedure.

36.1103 Noise Limit

(a) Compliance with the maximum noise levels prescribed in Appendix K of this part must be shown for a Tiltrotors for which the application for the issuance of a type certificate is made on or after March 11, 2013.

(b) To demonstrate compliance with this part, noise levels may not exceed the noise limits listed in Appendix K, Section K4, Noise Limits of this part. Appendix K of this part (or an approved equivalent procedure) must also be used to evaluate and demonstrate compliance with the approved test procedures, and at the applicable noise measurement points.

SUBPART L-N - [RESERVED]

SUBPART O - DOCUMENTATION, OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION

36.1501 Procedures, Noise Levels and other Information

(a) All procedures, weights, configurations, and other information or data employed for obtaining the certified noise levels prescribed by this part, including equivalent procedures used for flight, testing, and analysis, must be developed and approved. Noise levels achieved during type certification must be included in the approved airplane (rotorcraft) flight manual.

(b) Where supplemental test data are approved for modification or extension of an existing flight data base, such as acoustic data from engine static tests used in the certification of acoustical changes, the test procedures, physical configuration, and other information and procedures that are employed for obtaining the supplemental data must be developed and approved.

36.1581 Manuals, Markings, and Placards

(a) If an Airplane Flight Manual or Rotorcraft Flight Manual is approved, the approved portion of the Airplane Flight Manual or Rotorcraft Flight Manual must contain the following information, in addition to that specified under Sec. 36.1583 of this part. If an Airplane Flight Manual or Rotorcraft Flight Manual is not approved, the procedures and information must be furnished in any combination of approved manual material, markings, and placards.

(1) For transport category large airplanes and jet airplanes, the noise level information must be one value for each flyover, lateral, and approach as defined and required by Appendix B of this part, along with the maximum takeoff weight, maximum landing weight, and configuration.

(2) For propeller driven small airplanes the noise level information must be one value for takeoff as defined and required by Appendix G of this part, along with the maximum takeoff weight and configuration.

(3) For rotorcraft, the noise level information must be one value for each takeoff, flyover, and approach as defined and required by appendix H of this part, or one value for flyover as defined

and required by appendix J of this part, at the maximum takeoff weight and configuration.

(b) *If supplemental operational noise level information is included in the approved portion of the Airplane Flight Manual, it must be segregated, identified as information in addition to the certificated noise levels, and clearly distinguished from the information required under Sec. 36.1581(a).*

(c) *The following statement must be furnished near the listed noise levels: No determination has been made by the DGCA that the noise levels of this aircraft are or should be acceptable or unacceptable for operation at, into, or out of, any airport.*

(d) *For transport category large airplanes and jet airplanes, for which the weight used in meeting the takeoff or landing noise requirements of this part is less than the maximum weight established under the applicable airworthiness requirements, those lesser weights must be furnished, as operating limitations in the operating limitations section of the Airplane Flight Manual. Further, the maximum takeoff weight must not exceed the takeoff weight that is most critical from a takeoff noise standpoint.*

(e) *For propeller driven small airplanes and for propeller driven, commuter category airplanes for which the weight used in meeting the flyover noise requirements of this attachment is less than the maximum weight by an amount exceeding the amount of fuel needed to conduct the test, that lesser weight must be furnished, as an operating limitation, in the operating limitations section of an approved Airplane Flight Manual, in approved manual material, or on an approved placard.*

(f) *For primary, normal, transport, and restricted category helicopters, if the weight used in meeting the takeoff, flyover, or approach noise requirements of appendix H of this part, or the weight used in meeting the flyover noise requirement of appendix J of this part, is less than the certificated maximum takeoff weight, established under either Sec. 27.25(a) of CASR part 27 or Sec. 29.25(a) of CASR part 29, that lesser weight must be furnished, as an operating limitation, in the operating limitations section of the Rotorcraft Flight Manual, in DGCA-approved manual material, or on an DGCA-approved placard.*

(g) Except as provided in paragraphs (d), (e), and (f) of this section, no operating limitations are furnished under this part.

36.1583 Noncomplying Agricultural and Fire fighting Airplanes

(a) This section applies to propeller driven, small airplanes that -

(1) Are designed for "agricultural aircraft operations" or for dispensing firefighting materials; and

(2) Have not been shown to comply with the noise levels prescribed under Appendix F of this part –

(i) For which application is made for the original issue of a standard airworthiness certificate; or

(ii) For which application is made for an acoustical change approval, for airplanes which have a standard airworthiness certificate after the change in the type design.

(b) For airplanes covered by this section an operating limitation reading as follows must be furnished in the manner prescribed in Sec. 36.1581:

Noise abatement: This airplane has not been shown to comply with the noise limits in CASR part 36 and must be operated in accordance with the noise operating limitation.

APPENDIX A - AIRCRAFT NOISE MEASUREMENT AND EVALUATION UNDER SEC.36.101

A36.1 Introduction

A36.1.1 This appendix prescribes the conditions under which airplane noise certification tests must be conducted and states the measurement procedures that must be used to measure airplane noise. The procedures that must be used to determine the noise evaluation quantity designated as effective perceived noise level, EPNL, under secs. 36.101 and 36.803 are also stated.

A36.1.2 The instructions and procedures given are intended to ensure uniformity during compliance tests and to permit comparison between tests of various types of airplanes conducted in various geographical locations.

A36.1.3 A complete list of symbols and units, the mathematical formulation of perceived noisiness, a procedure for determining atmospheric attenuation of sound, and detailed procedures for correcting noise levels from non-reference to reference conditions are included in this appendix.

A36.1.4 For Stage 4 airplanes, an acceptable alternate for noise measurement and evaluation is Appendix 2 to the International Civil Aviation Organization (ICAO) in Annex 16, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018.

A36.2 Noise Certification Test and Measurement Conditions

A36.2.1 General

A36.2.1.1 This section prescribes the conditions under which noise certification must be conducted and the measurement procedures that must be used.

Note: Many noise certifications involve only minor changes to the airplane type design. The resulting changes in noise can often be established reliably without resorting to a complete test as outlined in this appendix. For this reason, the DGCA permits the use of approved equivalent procedures. There are also equivalent procedures that may be used in full certification tests, in the interest of reducing costs and providing reliable results. Guidance material on the use of equivalent procedures in the noise

certification of subsonic jet and propeller-driven large airplanes is provided in the current advisory circular for this part.

A36.2.2 Test Environment

A36.2.2.1 Locations for measuring noise from an airplane in flight must be surrounded by relatively flat terrain having no excessive sound absorption characteristics such as might be caused by thick, matted, or tall grass, shrubs, or wooded areas. No obstructions that significantly influence the sound field from the airplane must exist within a conical space above the point on the ground vertically below the microphone, the cone being defined by an axis normal to the ground and by a half-angle 80° from this axis.

Note: Those people carrying out the measurements could themselves constitute such obstruction.

A36.2.2.2 The tests must be carried out under the following atmospheric conditions.

(a) No precipitation;

(b) Ambient air temperature not above 95 °F (35 °C) and not below 14 °F (−10 °C), and relative humidity not above 95% and not below 20% over the whole noise path between a point 33 ft (10 m) above the ground and the airplane;

Note: Care should be taken to ensure that the noise measuring, airplane flight path tracking, and meteorological instrumentation are also operated within their specific environmental limitations.

(c) Relative humidity and ambient temperature over the whole noise path between a point 33 ft (10 m) above the ground and the airplane such that the sound attenuation in the one-third octave band centered on 8 kHz will not be more than 12 dB/100 m unless:

(1) The dew point and dry bulb temperatures are measured with a device which is accurate to ±0.9 °F (±0.5 °C) and used to obtain relative humidity; in addition layered sections of the atmosphere are used as described in section A36.2.2.3 to compute equivalent weighted sound attenuations in each one-third octave band; or

(2) The peak not values at the time of PNLT, after adjustment to reference conditions, occur at frequencies less than or equal to 400 Hz.;

(d) If the atmospheric absorption coefficients vary over the PNLTM sound propagation path by more than ±1.6 dB/1000 ft (±0.5 dB/100m) in the 3150Hz one- third octave band from the value of the absorption coefficient derived from the meteorological measurement obtained at 33 ft (10 m) above the surface, "layered" sections of the atmosphere must be used as described in section A36.2.2.3 to compute equivalent weighted sound attenuations in each one-third octave band; the DGCA will determine whether a sufficient number of layered sections have been used. For each measurement, where multiple layering is not required, equivalent sound attenuations in each one-third octave band must be determined by averaging the atmospheric absorption coefficients for each such band at 33 ft (10 m) above ground level, and at the flight level of the airplane at the time of PNLTM, for each measurement;

(e) Average wind velocity 33 ft (10 m) above ground may not exceed 12 knots and the crosswind velocity for the airplane may not exceed 7 knots. The average wind velocity must be determined using a 30-second averaging period spanning the 10 dB-down time interval. Maximum wind velocity 33 ft (10 m) above ground is not to exceed 15 knots and the crosswind velocity is not to exceed 10 knots during the 10 dB-down time interval;

(f) No anomalous meteorological or wind conditions that would significantly affect the measured noise levels when the noise is recorded at the measuring points specified by the DGCA; and

(g) Meteorological measurements must be obtained within 30 minutes of each noise test measurement; meteorological data must be interpolated to actual times of each noise measurement.

A36.2.2.3 When a multiple layering calculation is required by section A36.2.2.2(c) or A36.2.2.2(d) the atmosphere between the airplane and 33 ft (10 m) above the ground must be divided into layers of equal depth. The depth of the layers must be set to not more than the depth of the narrowest

layer across which the variation in the atmospheric absorption coefficient of the 3150 Hz one-third octave band is not greater than ±1.6 dB/1000 ft (±0.5 dB/100m), with a minimum layer depth of 100 ft (30 m). This requirement must be met for the propagation path at PNLTM. The mean of the values of the atmospheric absorption coefficients at the top and bottom of each layer may be used to characterize the absorption properties of each layer.

A36.2.2.4 The airport control tower or another facility must be approved by the DGCA for use as the central location at which measurements of atmospheric parameters are representative of those conditions existing over the geographical area in which noise measurements are made.

A36.2.3 Flight Path Measurement

A36.2.3.1 The airplane spatial position relative to the flight track measurement microphone(s) must be determined by a method which is approved by DGCA and is independent of cockpit flight instrumentation

A36.2.3.2 The airplane position along the flight path must be synchronized to the noise recorded at the noise measurement locations by means of time-synchronizing signals over a distance and duration sufficient to assure that adequate data is obtained during the period that the noise is within 10 dB of the maximum value of PNLT.

A36.2.3.3 Position and performance data required to make the adjustments referred to in section A36.9 of this appendix must be automatically recorded at an approved sampling rate. Measuring equipment must be approved by the DGCA.

A36.3 Measurement of Airplane Noise Received on the Ground

A36.3.1 Definitions

For the purposes of section A36.3 the following definitions apply:

A36.3.1.1 Measurement system means the combination of instruments used for the measurement of sound pressure levels, including a sound calibrator, windscreen, microphone system, signal recording and conditioning devices, and one-third octave band analysis system.

Note: Practical installations may include a number of microphone systems, the outputs from which are recorded simultaneously by a multi-channel recording/analysis device via signal conditioners, as appropriate. For the purpose of this section, each complete measurement channel is considered to be a measurement system to which the requirements apply accordingly.

A36.3.1.2 Microphone system means the components of the measurement system which produce an electrical output signal in response to a sound pressure input signal, and which generally include a microphone, a preamplifier, extension cables, and other devices as necessary.

A36.3.1.3 Sound incidence angle means in degrees, an angle between the principal axis of the microphone, as defined in IEC 61094–3 and IEC 61094–4, as amended and a line from the sound source to the center of the diaphragm of the microphone.

Note: When the sound incidence angle is 0°, the sound is said to be received at the microphone at "normal (perpendicular) incidence;" when the sound incidence angle is 90°, the sound is said to be received at "grazing incidence."

A36.3.1.4 Reference direction means, in degrees, the direction of sound incidence specified by the manufacturer of the microphone, relative to a sound incidence angle of 0°, for which the free-field sensitivity level of the microphone system is within specified tolerance limits.

A36.3.1.5 Free-field sensitivity of a microphone system means, in volts per Pascal, for a sinusoidal plane progressive sound wave of specified frequency, at a specified sound incidence angle, the quotient of the root mean square voltage at the output of a microphone system and the root mean square sound pressure that would exist at the position of the microphone in its absence.

A36.3.1.6 Free-field sensitivity level of a microphone system means, in decibels, twenty times the logarithm to the base ten of the ratio of the free-field sensitivity of a microphone system and the reference sensitivity of one volt per Pascal.

Note: The free-field sensitivity level of a microphone system may be determined by subtracting the sound pressure level (in decibels re 20 μPa) of the sound incident on the microphone from the voltage level (in decibels re 1 V) at the output of the microphone system, and adding 93.98 dB to the result.

A36.3.1.7 Time-average band sound pressure level means in decibels, ten times the logarithm to the base ten, of the ratio of the time mean square of the instantaneous sound pressure during a stated time interval and in a specified one-third octave band, to the square of the reference sound pressure of 20 μPa.

A36.3.1.8 Level range means, in decibels, an operating range determined by the setting of the controls that are provided in a measurement system for the recording and one-third octave band analysis of a sound pressure signal. The upper boundary associated with any particular level range must be rounded to the nearest decibel.

A36.3.1.9 Calibration sound pressure level means, in decibels, the sound pressure level produced, under reference environmental conditions, in the cavity of the coupler of the sound calibrator that is used to determine the overall acoustical sensitivity of a measurement system.

A36.3.1.10 Reference level range means, in decibels, the level range for determining the acoustical sensitivity of the measurement system and containing the calibration sound pressure level.

A36.3.1.11 Calibration check frequency means, in hertz, the nominal frequency of the sinusoidal sound pressure signal produced by the sound calibrator.

A36.3.1.12 Level difference means, in decibels, for any nominal one-third octave midband frequency, the output signal level measured on any level range minus the level of the corresponding electrical input signal.

A36.3.1.13 Reference level difference means, in decibels, for a stated frequency, the level difference measured on a level range for an electrical input signal corresponding to the calibration sound pressure level, adjusted as appropriate, for the level range.

A36.3.1.14 Level non-linearity means, in decibels, the level difference measured on any level range, at a stated one-third octave nominal midband frequency, minus the corresponding reference level difference, all input and output signals being relative to the same reference quantity.

A36.3.1.15 Linear operating range means, in decibels, for a stated level range and frequency, the range of levels of steady sinusoidal electrical signals applied to the input of the entire measurement system, exclusive of the microphone but including the microphone preamplifier and any other signal-conditioning elements that are considered to be part of the microphone system, extending from a lower to an upper boundary, over which the level non-linearity is within specified tolerance limits.

Note: Microphone extension cables as configured in the field need not be included for the linear operating range determination.

A36.3.1.16 Windscreen insertion loss means, in decibels, at a stated nominal one- third octave midband frequency, and for a stated sound incidence angle on the inserted microphone, the indicated sound pressure level without the windscreen installed around the microphone minus the sound pressure level with the windscreen installed.

A36.3.2 Reference Environmental Conditions

A36.3.2.1 The reference environmental conditions for specifying the performance of a measurement system are:

(a) Air temperature 73.4 °F (23 °C);

(b) Static air pressure 101.325 kPa; and

(c) Relative humidity 50%.

A36.3.3 General

Note: Measurements of aircraft noise that are made using instruments that conform to the specifications of this section will yield one-third octave band sound pressure levels as a function of time. These one-third octave band levels are to be used for the calculation of effective perceived noise level as described in section A36.4.

A36.3.3.1 The measurement system must consist of equipment approved by the DGCA and equivalent to the following:

(a) A windscreen (See A36.3.4.);
(b) A microphone system (See A36.3.5):
(c) A recording and reproducing system to store the measured aircraft noise signals for subsequent analysis (see A36.3.6);
(d) A one-third octave band analysis system (see A36.3.7); and
(e) Calibration systems to maintain the acoustical sensitivity of the above systems within specified tolerance limits (see A36.3.8).

A36.3.3.2. For any component of the measurement system that converts an analog signal to digital form, such conversion must be performed so that the levels of any possible aliases or artifacts of the digitization process will be less than the upper boundary of the linear operating range by at least 50 dB at any frequency less than

12.5 kHz. The sampling rate must be at least 28 kHz. An anti-aliasing filter must be included before the digitization process.

A36.3.4 Windscreen

A36.3.4.1 In the absence of wind and for sinusoidal sounds at grazing incidence, the insertion loss caused by the windscreen of a stated type installed around the microphone must not exceed ±1.5 dB at nominal one-third octave midband frequencies from 50 Hz to 10 kHz inclusive.

A36.3.5 Microphone System

A36.3.5.1 The microphone system must meet the specifications in sections A36.3.5.2 to A36.3.5.4. Various microphone systems may be approved by the DGCA on the basis of demonstrated equivalent overall electroacoustical performance. Where two or more microphone systems of the same type are used, demonstration that at least one system conforms to the specifications in full is sufficient to demonstrate conformance.

Note: An applicant must still calibrate and check each system as required in section A36.3.9.

A36.3.5.2 The microphone must be mounted with the sensing element 4 ft (1.2 m) above the local ground surface and must be oriented for grazing incidence, i.e., with the sensing element substantially in the plane defined by the predicted reference flight path of the aircraft and the measuring station. The microphone mounting arrangement must minimize the interference of the supports with the sound to be measured. Figure A36–1 illustrates sound incidence angles on a microphone.

A36.3.5.3 The free-field sensitivity level of the microphone and preamplifier in the reference direction, at frequencies over at least the range of one-third-octave nominal midband frequencies from 50 Hz to 5 kHz inclusive, must be within ±1.0 dB of that at the calibration check frequency, and within ±2.0 dB for nominal midband frequencies of 6.3 kHz, 8 kHz and 10 kHz.

A36.3.5.4 For sinusoidal sound waves at each one-third octave nominal midband frequency over the range from 50 Hz to 10 kHz inclusive, the free-field sensitivity levels of the microphone system at sound incidence angles of 30°, 60°, 90°, 120° and 150°, must not differ from the free-field sensitivity level at a sound incidence angle of 0° ("normal incidence") by more than the values shown in Table A36–1. The free-field sensitivity level differences at sound incidence angles between any two adjacent sound incidence angles in Table A36–1 must not exceed the tolerance limit for the greater angle.

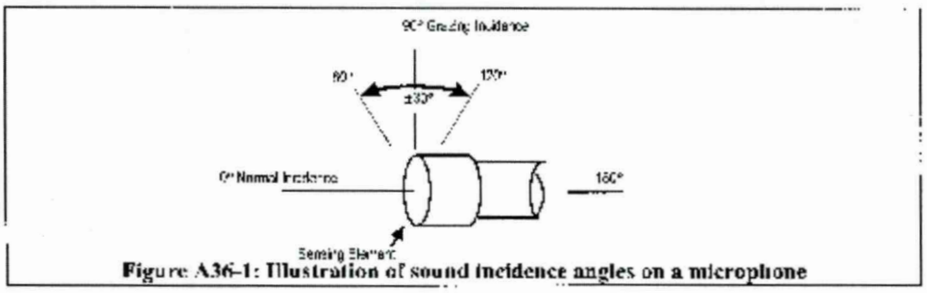


Figure A36-1: Illustration of sound incidence angles on a microphone

Nominal midband frequency kHz	Maximum difference between the free-field sensitivity level of a microphone system at normal incidence and the free-field sensitivity level at specified sound incidence angles dB Sound Incidence angle degrees				
	30	60	90	120	150
0.05 to 1.6	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.0	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.5	0.5	0.5	1.0	1.5	1.5
3.15	0.5	1.0	1.5	2.0	2.0
4.0	0.5	1.0	2.0	2.5	2.5
5.0	0.5	1.5	2.5	3.0	3.0
6.3	1.0	2.0	3.0	4.0	4.0
8.0	1.5	2.5	4.0	5.5	5.5
10.0	2.0	3.5	5.5	6.5	7.5

Table A36-1 Microphone Directional Response Requirements

A36.3.6 Recording And Reproducing Systems

A36.3.6.1 A recording and reproducing system, such as a digital or analog magnetic tape recorder, a computer-based system or other permanent data storage device, must be used to store sound pressure signals for subsequent analysis. The sound produced by the aircraft must be recorded in such a way that a record of the complete acoustical signal is retained. The recording and reproducing systems must meet the specifications in sections A36.3.6.2 to A36.3.6.9 at the recording speeds and/or data sampling rates used for the noise certification tests. Conformance must be demonstrated for the frequency bandwidths and recording channels selected for the tests.

A36.3.6.2 The recording and reproducing systems must be calibrated as described in section A36.3.9.

(a) For aircraft noise signals for which the high frequency spectral levels decrease rapidly with increasing frequency, appropriate pre-emphasis and complementary de- emphasis networks may be included in the measurement system. If pre-emphasis is included, over the range of nominal one-third octave midband frequencies from 800 Hz to 10 kHz inclusive, the electrical

gain provided by the pre-emphasis network must not exceed 20 dB relative to the gain at 800 Hz.

A36.3.6.3 For steady sinusoidal electrical signals applied to the input of the entire measurement system including all parts of the microphone system except the microphone at a selected signal level within 5 dB of that corresponding to the calibration sound pressure level on the reference level range, the time-average signal level indicated by the readout device at any one-third octave nominal midband frequency from 50 Hz to 10 kHz inclusive must be within ±1.5 dB of that at the calibration check frequency. The frequency response of a measurement system, which includes components that convert analog signals to digital form, must be within

±0.3 dB of the response at 10 kHz over the frequency range from 10 kHz to 11.2 kHz.

Note: Microphone extension cables as configured in the field need not be included for the frequency response determination. This allowance does not eliminate the requirement of including microphone extension cables when performing the pink noise recording in section A36.3.9.5.

A36.3.6.4 For analog tape recordings, the amplitude fluctuations of a 1 kHz sinusoidal signal recorded within 5 dB of the level corresponding to the calibration sound pressure level must not vary by more than ±0.5 dB throughout any reel of the type of magnetic tape used. Conformance to this requirement must be demonstrated using a device that has time-averaging properties equivalent to those of the spectrum analyzer.

A36.3.6.5 For all appropriate level ranges and for steady sinusoidal electrical signals applied to the input of the measurement system, including all parts of the microphone system except the microphone, at one-third-octave nominal midband frequencies of 50 Hz, 1 kHz and 10 kHz, and the calibration check frequency, if it is not one of these frequencies, the level non-linearity must not exceed ±0.5 dB for a linear operating range of at least 50 dB below the upper boundary of the level range.

Note 1: Level linearity of measurement system components may be tested according to the methods described in IEC 61265 as amended.

Note 2: Microphone extension cables configured in the field need not be included for the level linearity determination.

A36.3.6.6 On the reference level range, the level corresponding to the calibration sound pressure level must be at least 5 dB, but no more than 30 dB less than the upper boundary of the level range.

A36.3.6.7 The linear operating ranges on adjacent level ranges must overlap by at least 50 dB minus the change in attenuation introduced by a change in the level range controls.

Note: It is possible for a measurement system to have level range controls that permit attenuation changes of either 10 dB or 1 dB, for example. With 10 dB steps, the minimum overlap required would be 40 dB, and with 1 dB steps the minimum overlap would be 49 dB.

A36.3.6.8 An overload indicator must be included in the recording and reproducing systems so that an overload indication will occur during an overload condition on any relevant level range.

A36.3.6.9 Attenuators included in the measurement system to permit range changes must operate in known intervals of decibel steps.

A36.3.7 Analysis Systems

A36.3.7.1 The analysis system must conform to the specifications in sections A36.3.7.2 to A36.3.7.7 for the frequency bandwidths, channel configurations and gain settings used for analysis.

A36.3.7.2 The output of the analysis system must consist of one-third octave band sound pressure levels as a function of time, obtained by processing the noise signals (preferably recorded) through an analysis system with the following characteristics:

(a) A set of 24 one-third octave band filters, or their equivalent, having nominal midband frequencies from 50 Hz to 10 kHz inclusive;
(b) Response and averaging properties in which, in principle, the output

from any one-third octave filter band is squared, averaged and displayed or stored as time- averaged sound pressure levels;

(c) The interval between successive sound pressure level samples must be 500 ms

±5 milliseconds(ms) for spectral analysis with or without slow time-weighting, as defined in section A36.3.7.4;

(d) For those analysis systems that do not process the sound pressure signals during the period of time required for readout and/or resetting of the analyzer, the loss of data must not exceed a duration of 5 ms; and

(e) The analysis system must operate in real time from 50 Hz through at least 12 kHz inclusive. This requirement applies to all operating channels of a multi-channel spectral analysis system.

A36.3.7.3 The minimum standard for the one-third octave band analysis system is the class 2 electrical performance requirements of IEC 61260 as amended, over the range of one-third octave nominal midband frequencies from 50 Hz through 10 kHz inclusive.

Note: IEC 61260 specifies procedures for testing of one-third octave band analysis systems for relative attenuation, anti-aliasing filters, real time operation, level linearity, and filter integrated response (effective bandwidth).

A36.3.7.4 When slow time averaging is performed in the analyzer, the response of the one-third octave band analysis system to a sudden onset or interruption of a constant sinusoidal signal at the respective one-third octave nominal midband frequency, must be measured at sampling instants 0.5, 1, 1.5 and 2 seconds(s) after the onset and 0.5 and 1s after interruption. The rising response must be −4 ±1 dB at 0.5s, −1.75 ±0.75 dB at 1s, −1 ±0.5 dB at 1.5s and −0.5 ±0.5 dB at 2s relative to the steady-state level. The falling response must be such that the sum of the output signal levels, relative to the initial steady-state level, and the corresponding rising response reading is −6.5 ±1 dB, at both 0.5 and 1s. At subsequent times the sum of the rising and falling responses must be −7.5 dB or less. This equates to an exponential averaging process (slow time-weighting) with a nominal 1s time constant (i.e., 2s averaging time).

A36.3.7.5 When the one-third octave band sound pressure levels are determined from the output of the analyzer without slow time-weighting, slow time-weighting must be simulated in the subsequent processing. Simulated slow time-weighted sound pressure levels can be obtained using a continuous exponential averaging process by the following equation:

$$SPL_s(i,k) = 10 \log [(0.60653)\ 10^{0.1 SPL_s [i,(k-1)]} + (0.39347)\ 10^{0.1 SPL(i,k)}]$$

where SPLs(i,k) is the simulated slow time-weighted sound pressure level and SPL(i,k) is the as-measured 0.5s time average sound pressure level determined from the output of the analyzer for the k-th instant of time and i-th one-third octave band. For k=1, the slow time-weighted sound pressure SPLs[i, (k−1=0)] on the right hand side should be set to 0 dB. An approximation of the continuous exponential averaging is represented by the following equation for a four sample averaging process for k ≥ 4:

$$SPLs\ (i,k)=10\ log\ [(0.13)\ 10^{0.1\ SPL[i,(k-3)]} + (0.21)\ 10^{0.1\ SPL[i,\ (k-2)]} + (0.27)\ 10^{0.1\ SPL[i,\ (k-1)]} + (0.39)\ 10^{0.1\ SPL[i,\ k]}]$$

where SPLs (i, k) is the simulated slow time-weighted sound pressure level and SPL (i, k) is the as measured 0.5s time average sound pressure level determined from the output of the analyzer for the k-th instant of time and the i-th one-third octave band.

The sum of the weighting factors is 1.0 in the two equations. Sound pressure levels calculated by means of either equation are valid for the sixth and times greater than 2.5s after initiation of data analysis.

subsequent 0.5s data samples, or for Note: The coefficients in the two equations were calculated for use in determining equivalent slow time-weighted sound pressure levels from samples of 0.5s time average sound pressure levels. The equations do not work with data samples where the averaging time differs from 0.5s.

A36.3.7.6 The instant in time by which a slow time-weighted sound pressure level is characterized must be 0.75s earlier than the actual readout time.

Note: The definition of this instant in time is needed to correlate the recorded noise with the aircraft position when the noise was emitted and takes into account the averaging period of the slow time-weighting. For each 0.5 second data record this instant in time may also be identified as 1.25 seconds after the start of the associated 2 second averaging period.

A36.3.7.7 The resolution of the sound pressure levels, both displayed and stored, must be 0.1 dB or finer.

A36.3.8 Calibration Systems

A36.3.8.1 The acoustical sensitivity of the measurement system must be determined using a sound calibrator generating a known sound pressure level at a known frequency. The minimum standard for the sound calibrator is the class 1L requirements of IEC 60942 as amended.

A36.3.9 Calibration And Checking Of System

A36.3.9.1 Calibration and checking of the measurement system and its constituent components must be carried out to the satisfaction of the DGCA by the methods specified in sections A36.3.9.2 through A36.3.9.10. The calibration adjustments, including those for environmental effects on sound calibrator output level, must be reported to the DGCA and applied to the measured one-third-octave sound pressure levels determined from the output of the analyzer. Data collected during an overload indication are invalid and may not be used. If the overload condition occurred during recording, the associated test data are invalid, whereas if the overload occurred during analysis, the analysis must be repeated with reduced sensitivity to eliminate the overload.

A36.3.9.2 The free-field frequency response of the microphone system may be determined by use of an electrostatic actuator in combination with manufacturer's data or by tests in an anechoic free-field facility. The correction for frequency response must be determined within 90 days of each test series. The correction for non-uniform frequency response of the

microphone system must be reported to the DGCA and applied to the measured one-third octave band sound pressure levels determined from the output of the analyzer.

A36.3.9.3 When the angles of incidence of sound emitted from the aircraft are within

±30° of grazing incidence at the microphone (see Figure A36–1), a single set of free- field corrections based on grazing incidence is considered sufficient for correction of

directional response effects. For other cases, the angle of incidence for each 0.5

second sample must be determined and applied for the correction of incidence effects.

A36.3.9.4 For analog magnetic tape recorders, each reel of magnetic tape must carry at least 30 seconds of pink random or pseudo-random noise at its beginning and end. Data obtained from analog tape-recorded signals will be accepted as reliable only if level differences in the 10 kHz one-third-octave-band are not more than 0.75 dB for the signals recorded at the beginning and end.

A36.3.9.5 The frequency response of the entire measurement system while deployed in the field during the test series, exclusive of the microphone, must be determined at a level within 5 dB of the level corresponding to the calibration sound pressure level on the level range used during the tests for each one-third octave nominal midband frequency from 50 Hz to 10 kHz inclusive, utilizing pink random or pseudo-random noise. Within six months of each test series the output of the noise generator must be determined by a method traceable to the U.S. National Institute of Standards and Technology or to an equivalent national standards laboratory as determined by the DGCA. Changes in the relative output from the previous calibration at each one-third octave band may not exceed 0.2 dB. The correction for frequency response must be reported to the DGCA and applied to the measured one-third octave sound pressure levels determined from the output of the analyzer.

A36.3.9.6 The performance of switched attenuators in the equipment used during noise certification measurements and calibration must be checked within six months of each test series to ensure that the maximum error does not exceed 0.1 dB.

A36.3.9.7 The sound pressure level produced in the cavity of the coupler of the sound calibrator must be calculated for the test environmental conditions using the manufacturer's supplied information on the influence of atmospheric air pressure and temperature. This sound pressure level is used to establish the acoustical sensitivity of the measurement system. Within six months of each test series the output of the sound calibrator must be determined by a method traceable to the U.S. National Institute of Standards and Technology or to an equivalent national standards laboratory as determined by the DGCA. Changes in output from the previous calibration must not exceed 0.2 dB.

A36.3.9.8 Sufficient sound pressure level calibrations must be made during each test day to ensure that the acoustical sensitivity of the measurement system is known at the prevailing environmental conditions corresponding with each test series. The difference between the acoustical sensitivity levels recorded immediately before and immediately after each test series on each day may not exceed 0.5 dB. The 0.5 dB limit applies after any atmospheric pressure corrections have been determined for the calibrator output level. The arithmetic mean of the before and after measurements must be used to represent the acoustical sensitivity level of the measurement system for that test series. The calibration corrections must be reported to the DGCA and applied to the measured one-third octave band sound pressure levels determined from the output of the analyzer.

A36.3.9.9 Each recording medium, such as a reel, cartridge, cassette, or diskette, must carry a sound pressure level calibration of at least 10 seconds duration at its beginning and end.

A36.3.9.10 The free-field insertion loss of the windscreen for each one-third octave nominal midband frequency from 50 Hz to 10 kHz inclusive must be determined with sinusoidal sound signals at the incidence angles

determined to be applicable for correction of directional response effects per section A36.3.9.3. The interval between angles tested must not exceed 30 degrees. For a windscreen that is undamaged and uncontaminated, the insertion loss may be taken from manufacturer's data. Alternatively, within six months of each test series the insertion loss of the windscreen may be determined by a method traceable to the U.S. National Institute of Standards and Technology or an equivalent national standards laboratory as determined by the DGCA. Changes in the insertion loss from the previous calibration at each one-third-octave frequency band must not exceed 0.4 dB. The correction for the free-field insertion loss of the windscreen must be reported to the DGCA and applied to the measured one-third octave sound pressure levels determined from the output of the analyzer.

A36.3.10 Adjustments For Ambient Noise

A36.3.10.1 Ambient noise, including both an acoustical background and electrical noise of the measurement system, must be recorded for at least 10 seconds at the measurement points with the system gain set at the levels used for the aircraft noise measurements. Ambient noise must be representative of the acoustical background that exists during the flyover test run. The recorded aircraft noise data is acceptable only if the ambient noise levels, when analyzed in the same way, and quoted in PNL (see A36.4.1.3 (a)), are at least 20 dB below the maximum PNL of the aircraft.

A36.3.10.2 Aircraft sound pressure levels within the 10 dB-down points (see A36.4.5.1) must exceed the mean ambient noise levels determined in section A36.3.10.1 by at least 3 dB in each one-third octave band, or must be adjusted using a method approved by the DGCA; one method is described in the current advisory circular for this part.

A36.4 Calculation of Effective Perceived Noise Level From Measured Data

A36.4.1 General

A36.4.1.1 The basic element for noise certification criteria is the noise evaluation measure known as effective perceived noise level, EPNL, in units of EPNdB, which is a single number evaluator of the subjective effects of airplane noise on human beings. EPNL consists of instantaneous

perceived noise level, PNL, corrected for spectral irregularities, and for duration. The spectral irregularity correction, called "tone correction factor", is made at each time increment for only the maximum tone.

A36.4.1.2 Three basic physical properties of sound pressure must be measured: level, frequency distribution, and time variation. To determine EPNL, the instantaneous sound pressure level in each of the 24 one-third octave bands is required for each 0.5 second increment of time during the airplane noise measurement.

A36.4.1.3 The calculation procedure that uses physical measurements of noise to derive the EPNL evaluation measure of subjective response consists of the following five steps:

(a) The 24 one-third octave bands of sound pressure level are converted to perceived noisiness (noy) using the method described in section A36.4.2.1 (a). The noy values are combined and then converted to instantaneous perceived noise levels, PNL(k).

(b) A tone correction factor C(k) is calculated for each spectrum to account for the subjective response to the presence of spectral irregularities.

(c) The tone correction factor is added to the perceived noise level to obtain tone- corrected perceived noise levels PNLT(k), at each one-half second increment:

$$PNLT(k)=PNL(k) + C(k)$$

The instantaneous values of tone-corrected perceived noise level are derived and the maximum value, PNLTM, is determined.

(d) A duration correction factor, D, is computed by integration under the curve of tone-corrected perceived noise level versus time.

(e) Effective perceived noise level, EPNL, is determined by the algebraic sum of the maximum tone-corrected perceived noise level and the duration correction factor:

$$EPNL=PNLTM + D$$

A36.4.2 Perceived Noise Level

A36.4.2.1 Instantaneous perceived noise levels, PNL(k), must be calculated from instantaneous one-third octave band sound pressure levels, SPL(i, k) as follows:

(a) Step 1: For each one-third octave band from 50 through 10,000 Hz, convert SPL(i, k) to perceived noisiness n(i, k), by using the mathematical formulation of the noy table given in section A36.4.7.

(b) Step 2: Combine the perceived noisiness values, n(i, k), determined in step 1 by using the following formula:

$$N(k) = n(k) + 0.15\left\{\left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k)\right] - n(k)\right\}$$

$$= 0.85\, n(k) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)$$

where n(k) is the largest of the 24 values of n(i, k) and N(k) is the total perceived noisiness.

(c) Step 3: Convert the total perceived noisiness, N(k), determined in Step 2 into perceived noise level, PNL(k), using the following formula:

$$PNL(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

Note: PNL(k) is plotted in the current advisory circular for this part.

A36.4.3 Correction For Spectral Irregularities

A36.4.3.1 Noise having pronounced spectral irregularities (for example, the maximum discrete frequency components or tones) must be adjusted by the correction factor C(k) calculated as follows:

(a) Step 1: After applying the corrections specified under section A36.3.9, start with the sound pressure level in the 80 Hz one-third octave band (band number 3), calculate the changes in sound pressure level

(or "slopes") in the remainder of the one-third octave bands as follows:

$s(3,k)$=no value

$s(4,k)=SPL(4,k)-SPL(3,k)$

$s(i,k)=SPL(i,k)-SPL(i-1,k)$

$s(24,k)=SPL(24,k)-SPL(23,k)$

(b) *Step 2: Encircle the value of the slope, s(i, k), where the absolute value of the change in slope is greater than five; that is where:*

$|\Delta s(i,k)=|s(i,k)-s(i-1,k)|>5$

(c) *Step 3:*

(1) *If the encircled value of the slope s(i, k) is positive and algebraically greater than the slope s(i−1, k) encircle SPL(i, k).*

(2) *If the encircled value of the slope s(i, k) is zero or negative and the slope s(i−1, k) is positive, encircle SPL(i−1, k).*

(3) *For all other cases, no sound pressure level value is to be encircled.*

(d) *Step 4: Compute new adjusted sound pressure levels SPL'(i, k) as follows:*

(1) *For non-encircled sound pressure levels, set the new sound pressure levels equal to the original sound pressure levels, SPL'(i, k)=SPL(i, k).*

(2) *For encircled sound pressure levels in bands 1 through 23 inclusive, set the new sound pressure level equal to the arithmetic average of the preceding and following sound pressure levels as shown below:*

$SPL'(i,k)= 1/2[SPL(i-1,k)+SPL(i+1,k)]$

(3) *If the sound pressure level in the highest frequency band (i=24) is encircled, set the new sound pressure level in that band equal to:*

$SPL'(24,k)=SPL(23,k)+s(23,k)$

(e) *Step 5: Recompute new slope s'(i, k), including one for an imaginary*

25th band, as follows:

$s'(3,k)=s'(4,k)$ $s'(4,k)=SPL'(4,k)-SPL'(3,k)$

$s'(i,k)=SPL'(i,k)-SPL'(i-1,k)$ $s'(24,k)=SPL'(24,k)-SPL'(23,k)$

$s'(25,k)=s'(24,k)$

(f) *Step 6: For i, from 3 through 23, compute the arithmetic average of the three adjacent slopes as follows:*

$s\square(i,k) = \frac{1}{3}[s'(i,k) + s'(i+1,k) + s'(i+2,k)]$

(g) *Step 7: Compute final one-third octave-band sound pressure levels, SPL' (i,k), by beginning with band number 3 and proceeding to band number 24 as follows:*

$SPL'(3,k)=SPL(3,k)$

$SPL'(4,k)=SPL'(3,k)+s \quad (3,k)$

$SPL'(i,k)=SPL'(i-1,k)+s \quad (i-1,k)$

$SPL'(24,k)=SPL'(23,k)+s$

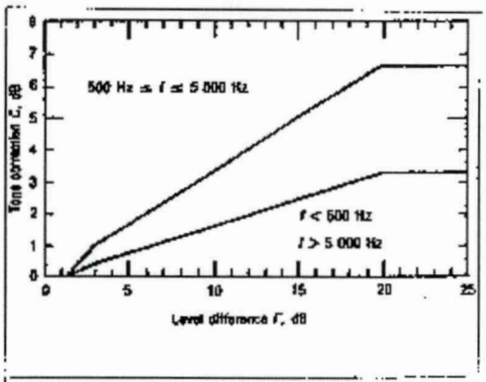
$(23,k)$

(h) *Setp 8: Calculate the differences, F (i,k), between the original sound pressure level and the final background sound pressure level as follows:*

$F(i,k)=SPL(i,k)-SPL'(i,k)$

and note only values equal to or greater than 1.5.

(i) *Step 9: For each of the relevant one-third octave bands (3 through 24), determine tone correction factors from the sound pressure level differences F (i, k) and Table A36–2.*



Frequency f, Hz	Level difference F, dB	Tone correction C, dB
$50 \le f < 500$	1½* $\le F < 3$ $3 \le F < 20$ $20 \le F$	$F/3 - ½$ $F/6$ 3½
$500 \le f \le 5\,000$	1½* $\le F < 3$ $3 \le F < 20$ $20 \le F$	$2F/3 - 1$ $F/3$ 6⅔
$5\,000 < f \le 10\,000$	1½* $\le F < 3$ $3 \le F < 20$ $20 \le F$	$F/3 - ⅓$ $F/6$ 3⅓

* See Step 6, 4.3.1.

Table A36-2. Tone correction factor

(j) Step 10: Designate the largest of the tone correction factors, determined in Step 9, as C(k). (An example of the tone correction procedure is given in the current advisory circular for this part). Tone-corrected perceived noise levels PNLT(k) must be determined by adding the C(k) values to corresponding PNL(k) values, that is:

PNLT(k)=PNL(k)+C(k)

For any i-th one-third octave band, at any k-th increment of time, for which the tone correction factor is suspected to result from something other than (or in addition to) an actual tone (or any spectral irregularity other than airplane noise), an additional analysis may be made using a filter with a bandwidth narrower than one-third of an octave. If the narrow band analysis corroborates these suspicions, then a revised value for the background sound pressure level SPL'(i,k), may be determined from the narrow band analysis and used to compute a revised tone correction factor for that particular one-third octave band. Other methods of rejecting spurious tone corrections may be approved.

A36.4.3.2 The tone correction procedure will underestimate EPNL if an important tone is of a frequency such that it is recorded in two adjacent one-third octave bands. An applicant must demonstrate that either:

(a) No important tones are recorded in two adjacent one-third octave bands; or

(b) That if an important tone has occurred, the tone correction has been adjusted to the value it would have had if the tone had been recorded fully in a single one-third octave band.

A36.4.4 Maximum Tone-Corrected Perceived Noise Level

A36.4.4.1 The maximum tone-corrected perceived noise level, PNLTM, must be the maximum calculated value of the tone-corrected perceived noise level PNLT(k). It must be calculated using the procedure of section A36.4.3. To obtain a satisfactory noise time history, measurements must be made at 0.5 second time intervals.

Note 1: Figure A36–2 is an example of a flyover noise time history where the maximum value is clearly indicated.

Note 2: In the absence of a tone correction factor, PNLTM would equal PNLM.

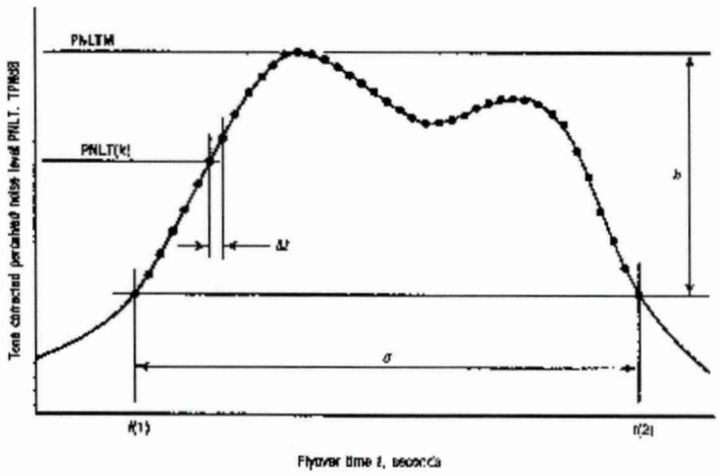


Figure A36-2. Example of perceived noise level corrected for tones as a function of aircraft flyover time

A36.4.4.2 After the value of PNLTM is obtained, the frequency band for the largest tone correction factor is identified for the two preceding and two succeeding 500 ms data samples. This is performed in order to identity the possibility of tone suppression at PNLTM by one-third octave band sharing

of that tone. If the value of the tone correction factor C(k) for PNLTM is less than the average value of C(k) for the five consecutive time intervals, the average value of C(k) must be used to compute a new value for PNLTM.

A36.4.5 Duration Correction

A36.4.5.1 The duration correction factor D determined by the integration technique is defined by the expression:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilog} \frac{PNLT}{10} dt \right] - PNLTM$$

where T is a normalizing time constant, PNLTM is the maximum value of PNLT, t(1) is the first point of time after which PNLT becomes greater than PNLTM–10, and t(2) is the point of time after which PNLT remains constantly less than PNLTM–10.

A36.4.5.2 Since PNLT is calculated from measured values of sound pressure level (SPL), there is no obvious equation for PNLT as a function of time. Consequently, the equation is to be rewritten with a summation sign instead of an integral sign as follows:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \cdot \text{antilog} \frac{PNLT(k)}{10} \right] - PNLTM$$

where Δt is the length of the equal increments of time for which PNLT(k) is calculated and d is the time interval to the nearest 0.5s during which PNLT(k) remains greater or equal to PNLTM–10.

A36.4.5.3 To obtain a satisfactory history of the perceived noise level use one of the following:

(a) Half-Second time intervals for Δt; or

(b) A shorter time interval with approved limits and constants.

A36.4.5.4 The following values for t and Δt must be used in calculating D in the equation given in section A36.4.5.2: t=10 s, and Δt=0.5s (or the approved sampling time interval). Using these values, the equation for D becomes:

$$D=10\log\left[\sum_{k=0}^{2d}\text{antilog}\frac{PNLT(k)}{10}\right]-PNLTM-13$$

where d is the duration time defined by the points corresponding to the values PNLTM–10.

A36.4.5.5 If in using the procedures given in section A36.4.5.2, the limits of PNLTM– 10 fall between the calculated PNLT(k) values (the usual case), the PNLT(k) values defining the limits of the duration interval must be chosen from the PNLT(k) values closest to PNLTM–10. For those cases with more than one peak value of PNLT(k), the applicable limits must be chosen to yield the largest possible value for the duration time.

A36.4.6 Effective Perceived Noise Level

The total subjective effect of an airplane noise event, designated effective perceived noise level, EPNL, is equal to the algebraic sum of the maximum value of the tone- corrected perceived noise level, PNLTM, and the duration correction D. That is:

EPNL=PNLTM+D

where PNLTM and D are calculated using the procedures given in sections A36.4.2, A36.4.3, A36.4.4. and A36.4.5.

A36.4.7 Mathematical Formulation Of Noy Tables

A36.4.7.1 The relationship between sound pressure level (SPL) and the logarithm of perceived noisiness is illustrated in Figure A36–3 and Table A36–3.

A36.4.7.2 The bases of the mathematical formulation are:

(a) The slopes (M(b), M(c), M(d) and M(e)) of the straight lines;

(b) The intercepts (SPL(b) and SPL(c)) of the lines on the SPL axis; and

(c) The coordinates of the discontinuities, SPL(a) and log n(a); SPL(d) and log n=−1.0; and SPL(e) and log n=log (0.3).

A36.4.7.3 Calculate noy values using the following equations:

(a)

$SPL \geq SPL$

(a)

$n=antilog$

$(c)[SPL-SPL(c)]\}$

(b)

$SPL(b) \leq SPL < SPL(a)$

$n=antilog\ M(b)[SPL-SPL(b)]\}$

(c)

$SPL(e) \leq SPL < SPL(b)$

$n=0.3\ antilog\ \{M(e)[SPL-SPL(e)]\}$

(d)

$SPL(d) \leq SPL < SPL(e)$

$n=0.1\ antilog\ \{M(d)[SPL-SPL(d)]\}$

A36.4.7.4 Table A36–3 lists the values of the constants necessary to calculate perceived noisiness as a function of sound pressure level.

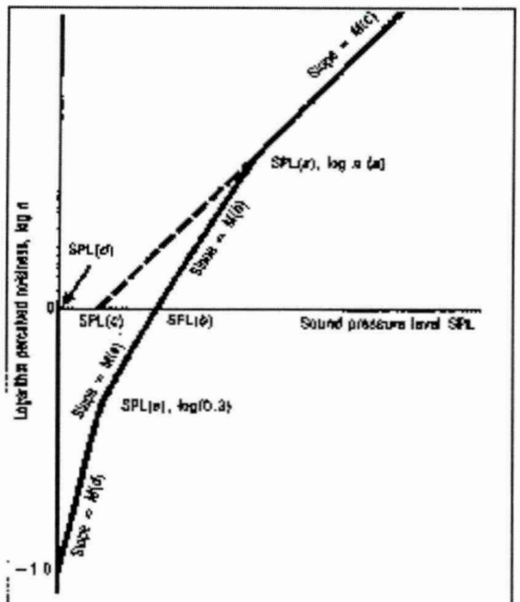


Figure A36-3. Perceived noisiness as a function of sound pressure level

BAND (*i*)	ISO BAND	*f* Hz	SPL(*a*)	SPL(*b*)	SPL(*c*)	SPL(*d*)	SPL(*e*)	*M*(*b*)	*M*(*c*)	*M*(*d*)	*M*(*e*)
1	17	50	91.0	64	52	49	55	0.043478	0.030103	0.079520	0.058098
2	18	63	85.9	60	51	44	51	0.040570	0.030103	0.068160	0.058098
3	19	80	87.3	56	49	39	46	0.036831	0.030103	0.068160	0.052288
4	20	100	79.0	53	47	34	42	0.036831	0.030103	0.059640	0.047534
5	21	125	79.8	51	46	30	39	0.035336	0.030103	0.053013	0.043573
6	22	160	76.0	48	45	27	36	0.033333	0.030103	0.053013	0.043573
7	23	200	74.0	46	43	24	33	0.033333	0.030103	0.053013	0.040221
8	24	250	74.9	44	42	21	30	0.032051	0.030103	0.053013	0.037349
9	25	315	94.6	42	41	18	27	0.030675	0.030103	0.053013	0.034859
10	26	400	∞	40	40	16	25	0.030103	NOT APPLICABLE	0.053013	0.034859
11	27	500	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
12	28	630	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
13	29	800	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
14	30	1 000	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
15	31	1 250	∞	38	38	15	23	0.030103		0.059640	0.034859
16	32	1 600	∞	34	34	12	21	0.029960		0.053013	0.040221
17	33	2 000	∞	32	32	9	18	0.029960		0.053013	0.037349
18	34	2 500	∞	30	30	5	15	0.029960		0.047712	0.034859
19	35	3 150	∞	29	29	4	14	0.029960		0.047712	0.034859
20	36	4 000	∞	29	29	5	14	0.029960		0.053013	0.034859
21	37	5 000	∞	30	30	6	15	0.029960		0.053013	0.034859
22	38	6 300	∞	31	31	10	17	0.029960	0.029960	0.068160	0.037349
23	39	8 000	44.3	37	34	17	23	0.042285	0.029960	0.079520	0.037349
24	40	10 000	50.7	41	37	21	29	0.042285	0.029960	0.059640	0.043573

Table A36-3 Constants for mathematically formulated noy values

A36.5 Reporting of Data to the DGCA

A36.5.1 General.

A36.5.1.1 Data representing physical measurements and data used to make corrections to physical measurements must be recorded in an approved permanent form and appended to the record.

A36.5.1.2 All corrections must be reported to and approved by the DGCA, including corrections to measurements for equipment response deviations.

A36.5.1.3 Applicants may be required to submit estimates of the individual errors inherent in each of the operations employed in obtaining the final data.

A36.5.2 Data Reporting

An applicant is required to submit a noise certification compliance report that includes the following.

A36.5.2.1 The applicant must present measured and corrected sound pressure levels in one-third octave band levels that are obtained with equipment conforming to the standards described in section A36.3 of this appendix.

A36.5.2.2 The applicant must report the make and model of equipment used for measurement and analysis of all acoustic performance and meteorological data.

A36.5.2.3 The applicant must report the following atmospheric environmental data, as measured immediately before, after, or during each test at the observation points prescribed in section A36.2 of this appendix.

(a) Air temperature and relative humidity;

(b) Maximum, minimum and average wind velocities; and

(c) Atmospheric pressure.

A36.5.2.4 The applicant must report conditions of local topography, ground cover, and events that might interfere with sound recordings.

A36.5.2.5 The applicant must report the following:

(a) Type, model and serial numbers (if any) of airplane, engine(s), or propeller(s) (as applicable);

(b) Gross dimensions of airplane and location of engines;

(c) Airplane gross weight for each test run and center of gravity range for each series of test runs;

(d) Airplane configuration such as flap, airbrakes and landing gear positions for each test run;

(e) Whether auxiliary power units (APU), when fitted, are operating for each test run;

(f) Status of pneumatic engine bleeds and engine power take-offs for each test run;

(g) Indicated airspeed in knots or kilometers per hour for each test run;

(h) Engine performance data:

(1) For jet airplanes: engine performance in terms of net thrust, engine pressure ratios, jet exhaust temperatures and fan or compressor shaft rotational speeds as determined from airplane instruments and manufacturer's data for each test run;

(2) For propeller-driven airplanes: engine performance in terms of brake horsepower and residual thrust; or equivalent shaft horsepower; or engine torque and propeller rotational speed; as determined from airplane instruments and manufacturer's data for each test run;

(i) Airplane flight path and ground speed during each test run; and

(j) The applicant must report whether the airplane has any modifications or non- standard equipment likely to affect the noise characteristics of the airplane. The DGCA must approve any such modifications or non-standard equipment.

A36.5.3 Reporting of Noise Certification Reference Conditions

A36.5.3.1 Airplane position and performance data and the noise measurements must be corrected to the noise certification reference

conditions specified in the relevant sections of appendix B of this part. The applicant must report these conditions, including reference parameters, procedures and configurations.

A36.5.4 Validity Of Results

A36.5.4.1 Three average reference EPNL values and their 90 percent confidence limits must be produced from the test results and reported, each such value being the arithmetical average of the adjusted acoustical measurements for all valid test runs at each measurement point (flyover, lateral, or approach). If more than one acoustic measurement system is used at any single measurement location, the resulting data for each test run must be averaged as a single measurement. The calculation must be performed by:

(a) Computing the arithmetic average for each flight phase using the values from each microphone point; and

(b) Computing the overall arithmetic average for each reference condition (flyover, lateral or approach) using the values in paragraph (a) of this section and the related 90 percent confidence limits.

A36.5.4.2 For each of the three certification measuring points, the minimum sample size is six. The sample size must be large enough to establish statistically for each of the three average noise certification levels a 90 percent confidence limit not exceeding ±1.5 EPNdB. No test result may be omitted from the averaging process unless approved by the DGCA.

Note: Permitted methods for calculating the 90 percent confidence interval are shown in the current advisory circular for this part.

A36.5.4.3 The average EPNL figures obtained by the process described in section A36.5.4.1 must be those by which the noise performance of the airplane is assessed against the noise certification criteria.

A36.6 (Reserved)

A36.7 Sound Attenuation in Air

A36.7.1 The atmospheric attenuation of sound must be determined in accordance with the procedure presented in section A36.7.2.

A36.7.2 The relationship between sound attenuation, frequency, temperature, and humidity is expressed by the following equations.

A36.7.2(a) For calculations using the English System of Units:

$$\alpha(\mathrm{i}) = 10^{\left[2.05\log(f_0/1000)+6.33\times10^{-4}\theta-1.45325\right]} + \eta(\delta)\times10^{\left[\log(f_0)+4.6833\times10^{-2}\theta-2.4215\right]}$$

and

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{\mathrm{F}(0)}}10^{\left(\mathrm{H}-1.97274664+2.288074\times10^{-2}\theta\right)} \times10^{\left(-9.589\times10^{-5}\theta^2+3.0\times10^{-9}\theta^3\right)}$$

where

η(δ) is listed in Table A36–4 and f0 in Table A36–5;

a(i) is the attenuation coefficient in dB/ 1000 ft;

Θ is the temperature in °F; and

H is the relative humidity, expressed as a percentage.

A36.7.2(b) For calculations using the International System of Units (SI):

$$\alpha(\mathrm{i}) = 10^{\left[2.05\log(f_0/1000)+1.1394\times10^{-3}\theta-1.916984\right]} + \eta(\delta)\times10^{\left[\log(f_0)+8.42994\times10^{-3}\theta-2.755624\right]}$$

a

n

d

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{\left(\log H - 1.328924 + 3.179768\times10^{-2}\theta\right)} \times 10^{\left(-2.173716\times10^{-4}\theta^2 + 1.7496\times10^{-6}\theta^3\right)}$$

whe

re

$\eta(\delta)$ is listed in Table A36–4 and f0 in Table A36–5;

a(i) is the attenuation coefficient in dB/ 100 m; Θ is the temperature in °C; and

H is the relative humidity, expressed as a percentage.

A36.7.3 The values listed in table A36–4 are to be used when calculating the equations listed in section A36.7.2. A term of quadratic interpolation is to be used where necessary.

A36.8 [Reserved]

Table A36-4. Values of $\eta(\delta)$

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0.00	0.000	2.50	0.450
0.25	0.315	2.80	0.400
0.50	0.700	3.00	0.370
0.60	0.840	3.30	0.330
0.70	0.930	3.60	0.300
0.80	0.975	4.15	0.260
0.90	0.996	4.15	0.245
1.00	1.000	4.80	0.230
1.10	0.970	5.25	0.220
1.20	0.900	5.70	0.210
1.30	0.840	6.05	0.205
1.50	0.750	6.50	0.200
1.70	0.670	7.00	0.200
2.00	0.570	10.00	0.200
2.30	0.495		

Table A36-5. Values of f_0

one-third octave center frequency	f_0 (Hz)	one third octave center frequency	f_0 (Hz)
50	50	800	800
63	63	1000	1000
80	80	1250	1250
100	100	1600	1600
125	125	2000	2000
160	160	2500	2500
200	200	3150	3150
250	250	4000	4000
315	315	5000	4500
400	400	6300	5600
500	500	8000	7100
630	630	10000	9000

A36.9 Adjustment of Airplane Flight Test Results

A36.9.1 *When certification test conditions are not identical to reference conditions, appropriate adjustments must be made to the measured noise data using the methods described in this section.*

A36.9.1.1 Adjustments to the measured noise values must be made using one of the methods described in sections A36.9.3 and A36.9.4 for differences in the following:

(a) Attenuation of the noise along its path as affected by "inverse square" and atmospheric attenuation

(b) Duration of the noise as affected by the distance and the speed of the airplane relative to the measuring point

(c) Source noise emitted by the engine as affected by the differences between test and reference engine operating conditions

(d) Airplane/engine source noise as affected by differences between test and reference airspeeds. In addition to the effect on duration, the effects of airspeed on component noise sources must be accounted for as follows: for conventional airplane configurations, when differences between test and reference airspeeds exceed 15 knots (28 km/h) true airspeed, test data and/or analysis approved by the DGCA must be used to quantify the effects of the airspeed adjustment on resulting certification noise levels.

A36.9.1.2 The "integrated" method of adjustment, described in section A36.9.4, must be used on takeoff or approach under the following conditions:

(a) When the amount of the adjustment (using the "simplified" method) is greater than 8 dB on flyover, or 4 dB on approach; or

(b) When the resulting final EPNL value on flyover or approach (using the simplified method) is within 1 dB of the limiting noise levels as prescribed in section B36.5 of this part.

A36.9.2 Flight Profiles

As described below, flight profiles for both test and reference conditions are defined by their geometry relative to the ground, together with the associated airplane speed relative to the ground, and the associated engine noise

performance parameter(s) used for determining the noise emission of the airplane.

A36.9.2.1 Takeoff Profile.

Note: Figure A36–4 illustrates a typical takeoff profile.

(a) The airplane begins the takeoff roll at point A, lifts off at point B and begins its first climb at a constant angle at point C. Where thrust or power (as appropriate) cut-back is used, it is started at point D and completed at point E. From here, the airplane begins a second climb at a constant angle up to point F, the end of the noise certification takeoff flight path.

(b) Position K1 is the takeoff noise measuring station and AK1 is the distance from start of roll to the flyover measuring point. Position K2 is the lateral noise measuring station, which is located on a line parallel to, and the specified distance from, the runway center line where the noise level during takeoff is greatest.

(c) The distance AF is the distance over which the airplane position is measured and synchronized with the noise measurements, as required by section A36.2.3.2 of this part.

A36.9.2.2 Approach Profile.

Note: Figure A36–5 illustrates a typical approach profile.

(a) The airplane begins its noise certification approach flight path at point G and touches down on the runway at point J, at a distance OJ from the runway threshold.

(b) Position K3 is the approach noise measuring station and K3O is the distance from the approach noise measurement point to the runway threshold.

(c) The distance GI is the distance over which the airplane position is measured and synchronized with the noise measurements, as required by section A36.2.3.2 of this part.

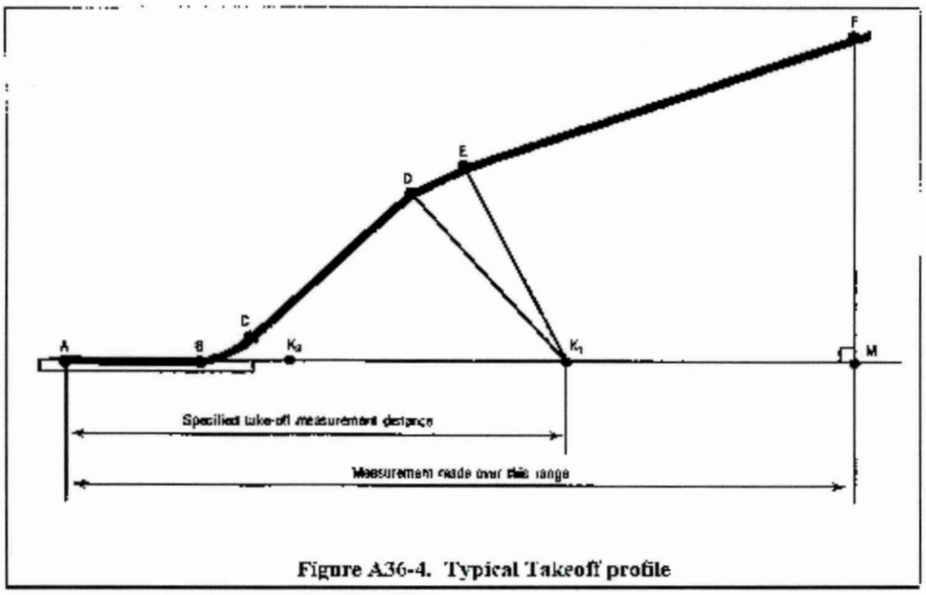


Figure A36-4. Typical Takeoff profile

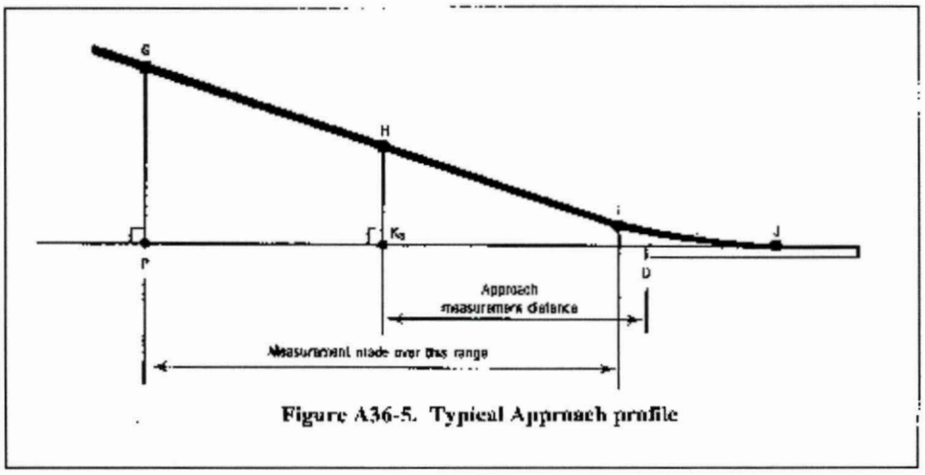


Figure A36-5. Typical Approach profile

The airplane reference point for approach measurements is the instrument landing system (ILS) antenna. If no ILS antenna is installed an alternative reference point must be approved by the DGCA.

A36.9.3 Simplified Method Of Adjustment

A36.9.3.1 General. As described below, the simplified adjustment method consists of applying adjustments (to the EPNL, which is calculated from the measured data) for the differences between measured and reference conditions at the moment of PNLTM.

A36.9.3.2 Adjustments to PNL and PNLT.

(a) The portions of the test flight path and the reference flight path described below, and illustrated in Figure A36–6, include the noise time history that is relevant to the calculation of flyover and approach EPNL. In figure A36–6:

(1) XY represents the portion of the measured flight path that includes the noise time history relevant to the calculation of flyover and approach EPNL; XrYr represents the corresponding portion of the reference flight path.

(2) Q represents the airplane's position on the measured flight path at which the noise was emitted and observed as PNLTM at the noise measuring station K. Qr is the corresponding position on the reference flight path, and Kr the reference measuring station. QK and QrKr are, respectively, the measured

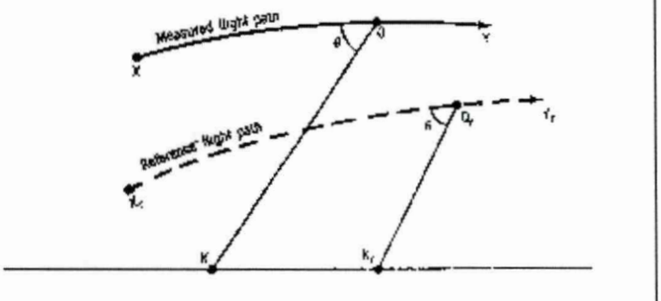


Figure A36-6. Profile characteristics influencing sound level

and reference noise propagation paths, Qr being determined from the assumption that QK and QrKr form the same angle Θ with their respective flight paths.

(b) The portions of the test flight path and the reference flight path described in paragraph (b)(1) and (2), and illustrated in Figure A36–7(a) and (b), include the noise time history that is relevant to the calculation of lateral EPNL.

(1) In figure A36–7(a), XY represents the portion of the measured flight path that includes the noise time history that is relevant to the calculation of lateral EPNL; in figure A36–7(b), XrYr represents the corresponding portion of the reference flight path.

(2) Q represents the airplane position on the measured flight path at which the noise was emitted and observed as PNLTM at the noise measuring station K. Qr is the corresponding position on the reference flight path, and Kr the reference measuring station. QK and QrKr are, respectively, the measured and reference noise propagation paths. In this case Kr is only specified as being on a particular Lateral line; Kr and Qr are therefore determined from the assumptions that QK and QrKr:

(i) Form the same angle Θ with their respective flight paths; and

(ii) Form the same angle ψ with the ground.

Note: For the lateral noise measurement, sound propagation is affected not only by inverse square and atmospheric attenuation, but also by ground absorption and reflection effects which depend mainly on the angle ψ.

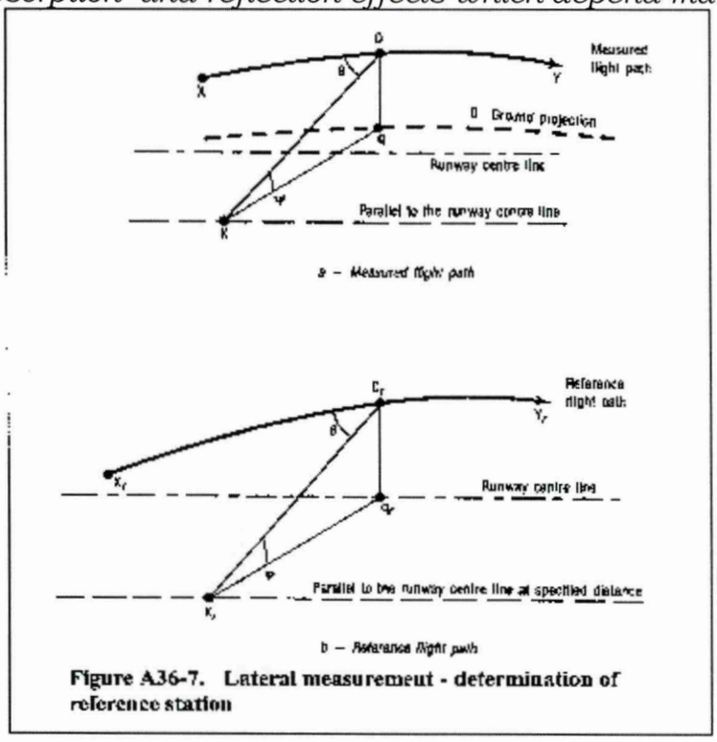


Figure A36-7. Lateral measurement - determination of reference station

A36.9.3.2.1 The one-third octave band levels SPL(i) comprising PNL (the PNL at the moment of PNLTM observed at K) must be adjusted to reference levels SPL(i)r as follows:

A36.9.3.2.1(a) For calculations using the English System of Units:

$SPL_R(i)r=SPL(i)+0.001[a(i)-a(i)0]QK$

$+0.001a(i)0(QK-QrKr)$

$+20\log(QK/QrK$

$r)$

In this expression,

(1) The term 0.001[a(i)−a(i)0]QK is the adjustment for the effect of the change in sound attenuation coefficient, and a(i) and a(i)0 are the coefficients for the test and reference atmospheric conditions respectively, determined under section A36.7 of this appendix;

(2) The term 0.001a(i)0(QK − QrKr) is the adjustment for the effect of the change in the sound propagation path length on the sound attenuation;

(3) The term 20 log(QK/QrKr) is the adjustment for the effect of the change in the sound propagation path length due to the "inverse square" law;

(4) QK and QrKr are measured in feet and a(i) and a(i)0 are expressed in dB/1000 ft. A36.9.3.2.1(b) For calculations using the International System of Units:

$SPL(i)r=SPL(i)+0.01[a(i)-a(i)0]QK$

$+0.01a(i)0\ (QK - QrKr)$

$+20\ \log(QK/QrKr)$

In this expression,

(1) *The term 0.01[a(i) − a(i)0]QK is the adjustment for the effect of the change in sound attenuation coefficient, and a(i) and a(i)0 are the coefficients for the test and reference atmospheric conditions respectively, determined under section A36.7 of this appendix;*

(2) *The term 0.01a(i)0(QK − QrKr) is the adjustment for the effect of the change in the sound propagation path length on the sound attenuation;*

(3) *The term 20 log(QK/QrKr) is the adjustment for the effect of the change in the sound propagation path length due to the inverse square law;*

(4) *QK and QrKr are measured in meters and a(i) and a(i)0 are expressed in dB/100 m.*

A36.9.3.2.1.1 PNLT Correction.

(a) Convert the corrected values, $SPL_R(i)$, to $PNLT_R$;

(b) Calculate the correction term Δ1 using the following equation: $\Delta 1 = PNLT_R - PNLTM$

A36.9.3.2.1.2 Add Δ1 arithmetically to the EPNL calculated from the measured data.

A36.9.3.2.2 If, during a test flight, several peak values of PNLT that are within 2 dB of PNLTM are observed, the procedure defined in section A36.9.3.2.1 must be applied at each peak, and the adjustment term, calculated according to section A36.9.3.2.1, must be added to each peak to give corresponding adjusted peak values of PNLT. If these peak values exceed the value at the moment of PNLTM, the maximum value of such exceedance must be added as a further adjustment to the EPNL calculated from the measured data.

A36.9.3.3 Adjustments to duration correction.

A36.9.3.3.1 Whenever the measured flight paths and/or the ground velocities of the test conditions differ from the reference flight paths and/or the ground velocities of the reference conditions, duration adjustments must be applied to the EPNL values calculated from the measured data. The adjustments must be calculated as described below.

A36.9.3.3.2 For the flight path shown in Figure A36–6, the adjustment term is calculated as follows:

$$\Delta 2 = -7.5 \log(QK/QrKr) + 10 \log(V_G/V_{GR})$$

(a) Add Δ2 arithmetically to the EPNL calculated from the measured data.

A36.9.3.4 Source noise adjustments.

A36.9.3.4.1 To account for differences between the parameters affecting engine noise as measured in the certification flight tests, and those calculated or specified in the reference conditions, the source noise adjustment must be calculated and applied. The adjustment is determined from the manufacturer's data approved by the DGCA. Typical data used for this adjustment are illustrated in Figure A36–8 that shows a curve of EPNL versus the engine noise performance parameter μ, with the EPNL data being corrected to all the other relevant reference conditions (airplane mass, speed and altitude, air temperature) and for the difference in noise between the test engine and the average engine (as defined in section B36.7(b)(7)). A sufficient number of data points over a range of values of μr is required to calculate the source noise adjustments for lateral, flyover and approach noise measurements.

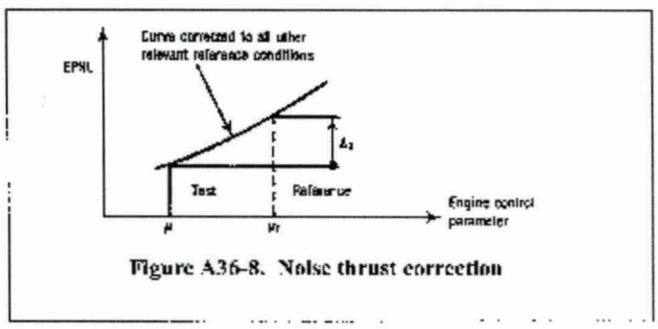


Figure A36-8. Noise thrust correction

A36.9.3.4.2 Calculate adjustment term Δ3 by subtracting the EPNL value corresponding to the parameter μ from the EPNL value corresponding to the parameter μr. Add Δ3 arithmetically to the EPNL value calculated from the measured data.

A36.9.3.5 Symmetry adjustments.

A36.9.3.5.1 A symmetry adjustment to each lateral noise value (determined at the section B36.4(b) measurement points), is to be made as follows:

(a) If the symmetrical measurement point is opposite the point where the highest noise level is obtained on the main lateral measurement line,

the certification noise level is the arithmetic mean of the noise levels measured at these two points (see Figure A36–9(a));

(b) If the condition described in paragraph (a) of this section is not met, then it is assumed that the variation of noise with the altitude of the airplane is the same on both sides; there is a constant difference between the lines of noise versus altitude on both sides (see figure A36–9(b)). The certification noise level is the maximum value of the mean between these lines.

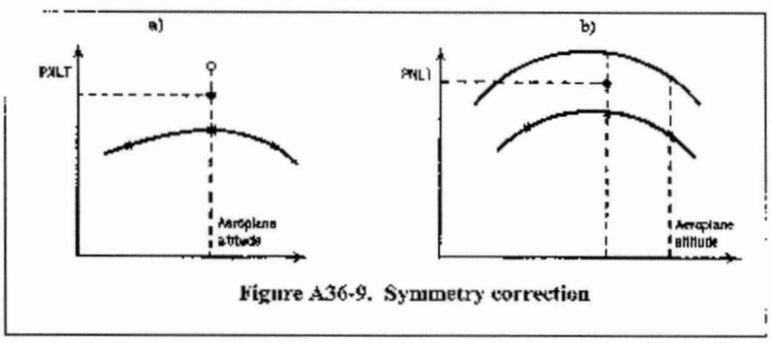


Figure A36-9. Symmetry correction

A36.9.4 Integrated Method Of Adjustment

A36.9.4.1 General. As described in this section, the integrated adjustment method consists of recomputing under reference conditions points on the PNLT time history corresponding to measured points obtained during the tests, and computing EPNL directly for the new time history obtained in this way. The main principles are described in sections A36.9.4.2 through A36.9.4.4.1.

A36.9.4.2 PNLT computations.

(a) The portions of the test flight path and the reference flight path described in paragraph (a)(1) and (2), and illustrated in Figure A36–10, include the noise time history that is relevant to the calculation of flyover and approach EPNL. In figure A36–10:

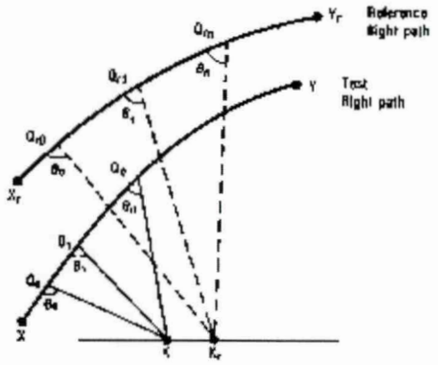


Figure A36-10. Correspondence between measured and reference flight paths for the application of the integrated method of adjustment

(1) XY represents the portion of the measured flight path that includes the noise time history relevant to the calculation of flyover and approach EPNL; XrYr represents the corresponding reference flight path.

(2) The points Q0, Q1, Qn represent airplane positions on the measured flight path at time t0, t1 and tn respectively. Point Q1 is the point at which the noise was emitted and observed as one-third octave values SPL(i)1 at the noise measuring station K at time t1. Point Qr1 represents the corresponding position on the reference flight path for noise observed as SPL(i)r1 at the reference measuring station Kr at time tr1. Q1K and Qr1Kr are respectively the measured and reference noise propagation paths, which in each case form the angle Θ1 with their respective flight paths. Qr0 and Qrn are similarly the points on the reference flight path corresponding to Q0 and Qn on the measured flight path. Q0 and Qn are chosen so that between Qr0 and Qrn all values of PNLTr (computed as described in paragraphs A36.9.4.2.2 and A36.9.4.2.3) within 10 dB of the peak value are included.

(b) The portions of the test flight path and the reference flight path described in paragraph (b)(1) and (2), and illustrated in Figure A36–11(a) and (b), include the noise time history that is relevant to the calculation of lateral EPNL.

(1) In figure A36–11(a) XY represents the portion of the measured flight path that includes the noise time history that is relevant to the calculation of lateral EPNL; in figure A36–11(b), XrYr represents the corresponding portion of the reference flight path.

(2) The points Q0, Q1 and Qn represent airplane positions on the measured flight path at time t0, t1 and tn respectively. Point Q1 is the point at which the noise was emitted and observed as one-third octave values SPL(i)1 at the noise measuring station K at time t1. The point Qr1 represents the corresponding position on the reference flight path for noise observed as SPL(i)r1 at the measuring station Kr at time tr1. Q1K and Qr1Kr are respectively the measured and reference noise propagation paths. Qr0 and Qrn are similarly the points on the reference flight path corresponding to Q0 and Qn on the measured flight path.

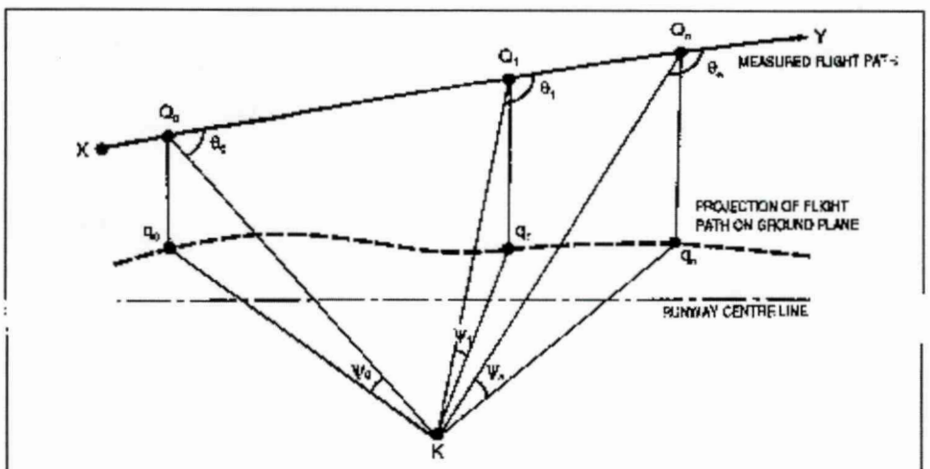


Figure A36-11(a). Measured flight path

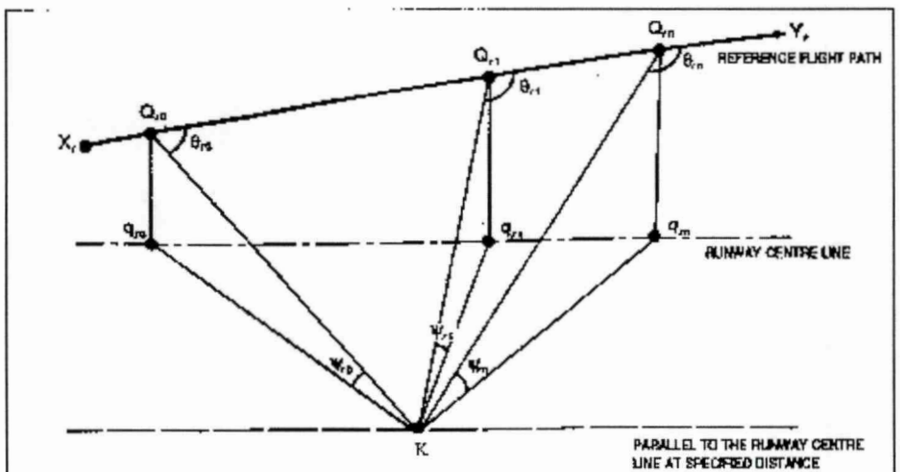


Figure A36-11(b). Reference flight path

Q0 and Qn are chosen to that between Qro and Qrn all values of PNLT$_R$ (computed as described in paragraphs A36.9.4.2.2 and A36.9.4.2.3) within 10 dB of the peak value are included. In this case Kr is only specified as being on a particular lateral line. The position of Kr and Qr1 are determined from the following requirements.

(i) Q1K and Qr1Kr form the same angle Θ1 with their respective flight paths; and

(ii) The differences between the angles 1 and r1 must be minimized using a method, approved by the DGCA. The differences between the angles are minimized since, for geometrical reasons, it is generally not possible to choose Kr so that the condition described in paragraph A36.9.4.2(b)(2)(i) is met while at the same time keeping 1 and r1 equal.

Note: For the lateral noise measurement, sound propagation is affected not only by "inverse square" and atmospheric attenuation, but also by ground absorption and reflection effects which depend mainly on the angle.

A36.9.4.2.1 In paragraphs A36.9.4.2(a)(2) and (b)(2) the time tr1 is later (for Qr1Kr > Q1K) than t1 by two separate amounts:

(1) The time taken for the airplane to travel the distance Qr1Qr0 at a speed Vr less the time taken for it to travel Q1Q0 at V;

(2) The time taken for sound to travel the distance Qr1Kr–Q1K.

Note: For the flight paths described in paragraphs A36.9.4.2(a) and (b), the use of thrust or power cut-back will result in test and reference flight paths at full thrust or power and at cut-back thrust or power. Where the transient region between these thrust or power levels affects the final result, an interpolation must be made between them by an approved method such as that given in the current advisory circular for this part.

A36.9.4.2.2 The measured values of SPL(i)1 must be adjusted to the reference values SPL(i)r1 to account for the differences between measured and reference noise path lengths and between measured and reference atmospheric conditions, using the methods of section A36.9.3.2.1 of this appendix. A corresponding value of PNL_R1 must be computed according to the method in section A36.4.2. Values of PNL_R must be computed for times t0 through tn.

A36.9.4.2.3 For each value of PNL_R1, a tone correction factor C1 must be determined by analyzing the reference values SPL(i)r using the methods of section A36.4.3 of this appendix, and added to PNL_R1 to yield $PNLT_R1$. Using the process described in this paragraph, values of $PNLT_R$ must be computed for times t0 through tn.

A36.9.4.3 Duration correction.

A36.9.4.3.1 The values of $PNLT_R$ corresponding to those of PNLT at each one-half second interval must be plotted against time ($PNLT_R1$ at time tr1). The duration correction must then be determined using the method of section A36.4.5.1 of this appendix, to yield $EPNL_R$.

A36.9.4.4 Source Noise Adjustment

A36.9.4.4.1 A source noise adjustment, Δ3, must be determined using the methods

of section A36.9.3.4 of this appendix.

Position	*Description*
A.....	*Start of Takeoff roll.*
B.....	*Lift-off.*
C.....	*Start of first constant climb.*
D.....	*Start of thrust reduction.*
E.....	*Start of second constant climb.*
F.....	*End of noise certification Takeoff flight path.*
G.....	*Start of noise certification Approach flight path.*
H.....	*Position on Approach path directly above noise measuring station.*
I.....	*Start of level-off.*
J.....	*Touchdown.*
K.....	*Noise measurement point.*
Kr.....	*Reference measurement point.*
K1.....	*Flyover noise measurement point.*
K2.....	*Lateral noise measurement point.*
K3.....	*Approach noise measurement point.*
M.....	*End of noise certification Takeoff flight track.*
O.....	*Threshold of Approach end of runway.*
P.....	*Start of noise certification Approach flight track.*

Q..... *Position on measured Takeoff flight path corresponding to apparent PNLTM at station K See section A36.9.3.2.*

Qr..... *Position on corrected Takeoff flight path corresponding to PNLTM at station K. See section A36.9.3.2.*

V..... *Airplane test speed.*

Vr..... *Airplane reference speed.*

A36.9.6 Flight Path Distances

Distance	***Unit***	***Meaning***
AB	*Feet (meters)*	*Length of takeoff roll. The distance along the runway between the start of takeoff roll and lift off.*
AK	*Feet (meters)*	*Takeoff measurement distance. The distance from the start of roll to the takeoff noise measurement station along the extended center line of the runway.*
AM	*Feet (meters)*	*Takeoff flight track distance. The distance from the start of roll to the takeoff flight track position along the extended center line of the runway after which the position of the airplane need no longer be recorded.*
QK	*Feet (meters)*	*Measured noise path. The distance from the measured airplane position Q to station K.*
Q_rK_r	*Feet (meters)*	*Reference noise path. The distance from the reference airplane position* Q_r *to station* K_r.
K_3H	*Feet (meters)*	*Airplane approach height. The height of the airplane above the approach measuring station.*
OK_3	*Feet (meters)*	*Approach measurement distance. The distance from the runway threshold to the approach measurement station along the extended center line of the runway.*
OP	*Feet (meters)*	*Approach flight track distance. The distance from the runway threshold to the approach flight track position along the extended center line of the runway after which the position of the airplane need no longer be recorded.*

APPENDIX B - NOISE LEVELS FOR TRANSPORT CATEGORY AND JET AIRPLANES UNDER SEC. 36.103

B36.1 Noise Measurement and Evaluation

(a) The procedures of Appendix A of this part, or approved equivalent procedures, must be used to determine noise levels of an airplane. These noise levels must be used to show compliance with the requirements of this appendix.

(b) For Stage 4 airplanes, an acceptable alternative for noise measurement and evaluation is Appendix 2 to the International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 16, Environmental Protection, Volume I, Amendment 12, effective 1 January 2018.

B36.2 Noise Evaluation Metric

The noise evaluation metric is the effective perceived noise level expressed in EPNdB, as calculated using the procedures of appendix A of this part.

B36.3 Reference Noise Measurement Points

When tested using the procedures of this part, except as provided in section B36.6, an airplane may not exceed the noise levels specified in section B36.5 at the following points on level terrain:

(a) Lateral full-power reference noise measurement point:

(1) For jet airplanes: The point on a line parallel to and 1,476 feet (450 m) from the runway centerline, or extended centerline, where the noise level after lift-off is at a maximum during takeoff. For the purpose of showing compliance with Stage 1 or Stage 2 noise limits for an airplane powered by more than three jet engines, the distance from the runway centerline must be 0.35 nautical miles (648 m). For jet airplanes, when approved by the DGCA, the maximum lateral noise at takeoff thrust may be assumed to occur at the point (or its approved equivalent) along the extended centerline of the runway where the airplane reaches 984 feet (300 meters) altitude above ground level. A height of 1427 feet (435 meters) may

be assumed for Stage 1 or Stage 2 four engine airplanes. The altitude of the airplane as it passes the noise measurement points must be within +328 to −164 feet (+100 to −50 meters) of the target altitude. For airplanes powered by other than jet engines, the altitude for maximum lateral noise must be determined experimentally.

(2) For propeller-driven airplanes: The point on the extended centerline of the runway above which the airplane, at full takeoff power, reaches a height of 2,133 feet (650 meters). For tests conducted before August 7, 2002, an applicant may use the measurement point specified in section B36.3(a)(1) as an alternative.

(b) Flyover reference noise measurement point: The point on the extended centerline of the runway that is 21,325 feet (6,500 m) from the start of the takeoff roll;

(c) Approach reference noise measurement point: The point on the extended centerline of the runway that is 6,562 feet (2,000 m) from the runway threshold. On level ground, this corresponds to a position that is 394 feet (120 m) vertically below the 3° descent path, which originates at a point on the runway 984 feet (300 m) beyond the threshold.

B36.4 Test Noise Measurement Points

(a) *If the test noise measurement points are not located at the reference noise measurement points, any corrections for the difference in position are to be made using the same adjustment procedures as for the differences between test and reference flight paths.*

(b) *The applicant must use a sufficient number of lateral test noise measurement points to demonstrate to the DGCA that the maximum noise level on the appropriate lateral line has been determined. For jet airplanes, simultaneous measurements must be made at one test noise measurement point at its symmetrical point on the other side of the runway. Propeller-driven airplanes have an inherent asymmetry in lateral noise. Therefore, simultaneous measurements must be made at each and every test noise measurement point at its symmetrical position on the opposite side of the runway. The measurement points are considered to be symmetrical if they are longitudinally within 33 feet*

(±10 meters) of each other.

B36.5 Maximum Noise Levels

Except as provided in section B36.6 of this appendix, maximum noise levels, when determined in accordance with the noise evaluation methods of appendix A of this part, may not exceed the following:

(a) For acoustical changes to Stage 1 airplanes, regardless of the number of engines, the noise levels prescribed under sec. 36.7(c) of this part.

(b) For any Stage 2 airplane regardless of the number of engines:

(1) Flyover: 108 EPNdB for maximum weight of 600,000 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 600,000 pounds), reduce the limit by 5 EPNdB; the limit is 93 EPNdB for a maximum weight of 75,000 pounds or less.

(2) Lateral and approach: 108 EPNdB for maximum weight of 600,000 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 600,000 pounds), reduce the limit by 2 EPNdB; the limit is 102 EPNdB for a maximum weight of 75,000 pounds or less.

(c) For any Stage 3 airplane:

(1) Flyover.

(i) *For airplanes with more than 3 engines: 106 EPNdB for maximum weight of 850,000 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 850,000 pounds), reduce the limit by 4 EPNdB; the limit is 89 EPNdB for a maximum weight of 44,673 pounds or less;*

(ii) *For airplanes with 3 engines: 104 EPNdB for maximum weight of 850,000 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 850,000 pounds), reduce the limit by 4 EPNdB; the limit is 89 EPNdB for a maximum weight of 63,177 pounds or less; and*

(iii) *For airplanes with fewer than 3 engines: 101 EPNdB for maximum weight of 850,000 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 850,000 pounds), reduce the limit by 4 EPNdB; the limit is 89 EPNdB for a maximum weight of 106,250 pounds or less.*

(2) Lateral, regardless of the number of engines: 103 EPNdB for maximum weight of 882,000 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 882,000 pounds), reduce the limit by 2.56 EPNdB; the limit is 94 EPNdB for a maximum weight of 77,200 pounds or less.

(3) Approach, regardless of the number of engines: 105 EPNdB for maximum weight of 617,300 pounds or more; for each halving of maximum weight (from 617,300 pounds), reduce the limit by 2.33 EPNdB; the limit is 98 EPNdB for a maximum weight of 77,200 pounds or less.

(d) For any Stage 4 airplane, the flyover, lateral, and approach maximum noise levels are prescribed in Chapter 4, Paragraph 4.4, Maximum Noise Levels, and Chapter 3, Paragraph 3.4, Maximum Noise Levels, of the International Civil Aviation Organization (ICAO) Annex 16, Environmental Protection, Volume I, 8th Edition, Amendment 12, effective 1 January 2018. [Incorporated by reference, section 36.6].

B36.6 Trade-Offs

Except when prohibited by sections 36.7(c)(1) and 36.7(d)(1)(ii), if the maximum noise levels are exceeded at any one or two measurement points, the following conditions must be met:

(a) The sum of the exceedance(s) may not be greater than 3 EPNdB;
(b) Any exceedance at any single point may not be greater than 2 EPNdB, and
(c) Any exceedance(s) must be offset by a corresponding amount at another point or points.

B36.7 Noise Certification Reference Procedures and Conditions

(a) General conditions:

(1) All reference procedures must meet the requirements of section 36.3 of this part.

(2) Calculations of airplane performance and flight path must be made using the reference procedures and must be approved by the DGCA.]

(3) Applicants must use the takeoff and approach reference procedures prescribed in paragraphs (b) and (c) of this section.

(4) [Reserved]

(5) The reference procedures must be determined for the following reference conditions. The reference atmosphere is homogeneous in terms of temperature and relative humidity when used for the calculation of atmospheric absorption coefficients.

(i) atmospheric pressure at sea level of 2116 pounds per square foot (psf) (1013.25 hPa), decreasing with altitude at a rate defined by the ICAO Standard Atmosphere;

(ii) Ambient air temperature at sea level of 77 °F (25 °C); decreasing with altitude at a rate defined by the ICAO Standard Atmosphere (i.e. 0.65°C per 100 m);

(iii) Constant relative humidity of 70 per cent;

(iv) Zero wind.

1) In defining the reference takeoff flight path(s) for the takeoff and lateral noise meo atmospheric absorption; and

2) the reference speed of sound used in the calculation of the reference sound propagation geometry.

(v) asurements, the runway gradient is zero.

(vi) the reference atmosphere in terms of temperature and relative humidity is considered to be homogeneous (i.e. ambient temperature 25°C and relative humidity 70 per cent) for the purpose of calculating:

3) the reference sound attenuation rate due t

(b) Takeoff reference procedure:

The takeoff reference flight path is to be calculated using the following:

(1) Average engine takeoff thrust or power must be used from the start of takeoff to the point where at least the following height above runway level is reached. The takeoff thrust/power used must be the maximum available for normal operations given in

the performance section of the airplane flight manual under the reference atmospheric conditions given in section B36.7(a)(5).

(i) *For Stage 1 airplanes and for Stage 2 airplanes that do not have jet engines with a bypass ratio of 2 or more, the following apply:*

(A): For airplanes with more than three jet engines—700 feet (214 meters). (B): For all other airplanes—1,000 feet (305 meters).

(ii) *For Stage 2 airplanes that have jet engines with a bypass ratio of 2 or more and for Stage 3 airplanes, the following apply:*
(A): For airplanes with more than three engines—689 feet (210 meters). (B): For airplanes with three engines—853 feet (260 meters).

(C): For airplanes with fewer than three engines—984 feet (300 meters).

(2) Upon reaching the height specified in paragraph (b)(1) of this section, airplane thrust or power must not be reduced below that required to maintain either of the following, whichever is greater:

(i) A climb gradient of 4 per cent; or

(ii) In the case of multi-engine airplanes, level flight with one engine inoperative.

(3) For the purpose of determining the lateral noise level, the reference flight path must be calculated using full takeoff power throughout the test run without a reduction in thrust or power. For tests conducted before August 7, 2002, a single reference flight path that includes thrust cutback in accordance with paragraph (b)(2) of this section, is an acceptable alternative in determining the lateral noise level.

(4) The takeoff reference speed is the all-engine operating takeoff climb speed selected by the applicant for use in normal operation; this speed must be at least V2+10kt (V2+19km/h) but may not be greater than V2+20kt (V2+37km/h). This speed must be attained as soon as practicable after lift-off and be

maintained throughout the takeoff noise certification test. For Concorde airplanes, the test day speeds and the acoustic day reference speed are the minimum approved value of V2+35 knots, or the all-engines-operating speed at 35 feet, whichever speed is greater as determined under the regulations constituting the type certification basis of the airplane; this reference speed may not exceed 250 knots. For all airplanes, noise values measured at the test day speeds must be corrected to the acoustic day reference speed.

(5) The takeoff configuration selected by the applicant must be maintained constantly throughout the takeoff reference procedure, except that the landing gear may be retracted. Configuration means the center of gravity position, and the status of the airplane systems that can affect airplane performance or noise. Examples include, the position of lift augmentation devices, whether the APU is operating, and whether air bleeds and engine power take-offs are operating;

(6) The weight of the airplane at the brake release must be the maximum takeoff weight at which the noise certification is requested, which may result in an operating limitation as specified in sec. 36.1581(d); and

(7) The average engine is defined as the average of all the certification compliant engines used during the airplane flight tests, up to and during certification, when operating within the limitations and according to the procedures given in the Flight Manual. This will determine the relationship of thrust/power to control parameters (e.g., N1 or EPR). Noise measurements made during certification tests must be corrected using this relationship.

(c) Approach reference procedure:

The approach reference flight path must be calculated using the following:

(1) The airplane is stabilized and following a 3° glide path;

(2) For subsonic airplanes, a steady approach speed of Vref + 10

kts (Vref + 19 km/h) with thrust and power stabilized must be established and maintained over the approach measuring point. Vref is the reference landing speed, which is defined as the speed of the airplane, in a specified landing configuration, at the point where it descends through the landing screen height in the determination of the landing distance for manual landings. For Concorde airplanes, a steady approach speed that is either the landing reference speed + 10 knots or the speed used in establishing the approved landing distance under the airworthiness regulations constituting the type certification basis of the airplane, whichever speed is greater. This speed must be established and maintained over the approach measuring point.

(3) The constant approach configuration used in the airworthiness certification tests, but with the landing gear down, must be maintained throughout the approach reference procedure;

(4) The weight of the airplane at touchdown must be the maximum landing weight permitted in the approach configuration defined in paragraph (c)(3) of this section at which noise certification is requested, except as provided in sec.36.1581(d) of this part; and

(5) The most critical configuration must be used; this configuration is defined as that which produces the highest noise level with normal deployment of aerodynamic control surfaces including lift and drag producing devices, at the weight at which certification is requested. This configuration includes all those items listed in section A36.5.2.5 of appendix A of this part that contribute to the noisiest continuous state at the maximum landing weight in normal operation.

B36.8 Noise Certification Test Procedures

(a) All test procedures must be approved by the DGCA.

(b) The test procedures and noise measurements must be conducted and processed in an approved manner to yield the noise evaluation metric EPNL, in units of EPNdB, as described in appendix A of this part.

(c) Acoustic data must be adjusted to the reference conditions specified in this appendix using the methods described in appendix A of this part. Adjustments for speed and thrust must be made as described in

section A36.9 of this part.

(d) Airplane's weight during the test is different from the weight at which noise certification is requested, the required EPNL adjustment may not exceed 2 EPNdB for each takeoff and 1 EPNdB for each approach. Data approved by the DGCA must be used to determine the variation of EPNL with weight for both takeoff and approach test conditions. The necessary EPNL adjustment for variations in approach flight path from the reference flight path must not exceed 2 EPNdB.

(e) For approach, a steady glide path angle of 3° ±0.5° is acceptable.

(f) If equivalent test procedures different from the reference procedures are used, the test procedures and all methods for adjusting the results to the reference procedures must be approved by the DGCA. The adjustments may not exceed 16 EPNdB on takeoff and 8 EPNdB on approach. If the adjustment is more than 8 EPNdB on takeoff, or more than 4 EPNdB on approach, the resulting numbers must be more than 2 EPNdB below the limit noise levels specified in section B36.5.

During takeoff, lateral, and approach tests, the airplane variation in instantaneous indicated airspeed must be maintained within ±3% of the average airspeed between the 10 dB-down points. This airspeed is determined by the pilot's airspeed indicator. However, if the instantaneous indicated airspeed exceeds ±3 kt (±5.5 km/h) of the average airspeed over the 10 dB-down points, and is determined by the DGCA representative on the flight deck to be due to atmospheric turbulence, then the flight so affected must be rejected for noise certification purposes.

Note: Guidance material on the use of equivalent procedures is provided in the current advisory circular for this part.

APPENDIX C – E [RESERVED]

APPENDIX F – FLYOVER NOISE REQUIREMENTS FOR PROPELLER – DRIVEN SMALL AIRPLANE AND PROPELLER – DRIVEN, COMMUTER CATEGORY AIRPLANE CERTIFICATION TESTS PRIOR TO DECEMBER 22, 1988

Part A General

F36.1 Scope.

This appendix prescribes noise level limits and procedures for measuring and correcting noise data for the propeller driven small airplanes specified in section 36.1 and 36.501(b).

Part B Noise Measurement

F36.101 General Test Conditions

(a) The test area must be relatively flat terrain having no excessive sound absorption characteristics such as those caused by thick, matted, or tall grass, by shrubs, or by wooded areas. No obstructions which significantly influence the sound field from the airplane may exist within a conical space above the measurement position, the cone being defined by an axis normal to the ground and by a half-angle 75 degrees from this axis.

(b) The tests must be carried out under the following conditions:

(1) There may be no precipitation.

(2) Relative humidity may not be higher than 90 percent or lower than 30 percent.

(3) Ambient temperature may not be above 86 degrees F. or below 41 degrees F. at 33' above ground. If the measurement site is within 1 n.m. of an airport thermometer the airport reported temperature may be used.

(4) Reported wind may not be above 10 knots at 33' above ground. If wind velocities of more than 4 knots are reported, the flight direction must be aligned to within ±15 degrees of wind direction

and flights with tail wind and head wind must be made in equal numbers. If the measurement site is within 1 n.m. of an airport anemometer, the airport reported wind may be used.

(5) There may be no temperature inversion or anomalous wind conditions that would significantly alter the noise level of the airplane when the noise is recorded at the required measuring point.

(6) The flight test procedures, measuring equipment, and noise measurement procedures must be approved by the DGCA.

(7) Sound pressure level data for noise evaluation purposes must be obtained with acoustical equipment that complies with section F36.103 of this appendix.

F36.103 Acoustical Measurement System

The acoustical measurement system must consist of approved equipment equivalent to the following:

(a) A microphone system with frequency response compatible with measurement and analysis system accuracy as prescribed in section F36.105 of this appendix.

(b) Tripods or similar microphone mountings that minimize interference with the sound being measured.

(c) Recording and reproducing equipment characteristics, frequency response, and dynamic range compatible with the response and accuracy requirements of section F36.105 of this appendix.

(d) Acoustic calibrators using sine wave or broadband noise of known sound pressure level. If broadband noise is used, the signal must be described in terms of its average and maximum root-mean-square (rms) value for nonoverload signal level.

F36.105 Sensing, Recording, And Reproducing Equipment

(a) The noise produced by the airplane must be recorded. A magnetic tape recorder is acceptable.

(b) The characteristics of the system must comply with the

recommendations in International Electrotechnical Commission (IEC) Publication No. 179, entitled "Precision Sound Level Meters.

(c) The response of the complete system to a sensibly plane progressive sinusoidal wave of constant amplitude must lie within the tolerance limits specified in IEC Publication No. 179, dated 1973, over the frequency range 45 to 11,200 Hz.

(d) If limitations of the dynamic range of the equipment make it necessary, high frequency pre-emphasis must be added to the recording channel with the converse de-emphasis on playback. The pre-emphasis must be applied such that the instantaneous recorded sound pressure level of the noise signal between 800 and 11,200 Hz does not vary more than 20 dB between the maximum and minimum one- third octave bands.

(e) If requested by the Administrator, the recorded noise signal must be read through an "A" filter with dynamic characteristics designated "slow," as defined in IEC Publication No. 179, dated 1973. The output signal from the filter must be fed to a rectifying circuit with square law rectification, integrated with time constants for charge and discharge of about 1 second or 800 milliseconds.

(f) The equipment must be acoustically calibrated using facilities for acoustic freefield calibration and if analysis of the tape recording is requested by the Administrator, the analysis equipment shall be electronically calibrated by a method approved by the DGCA.

(g) A windscreen must be employed with microphone during all measurements of aircraft noise when the wind speed is in excess of 6 knots.

F36.107 Noise Measurement Procedures

(a) The microphones must be oriented in a known direction so that the maximum sound received arrives as nearly as possible in the direction for which the microphones are calibrated. The microphone sensing elements must be approximately 4' above ground.

(b) Immediately prior to and after each test; a recorded acoustic calibration of the system must be made in the field with an acoustic calibrator for the two purposes of checking system sensitivity and

providing an acoustic reference level for the analysis of the sound level data.

(c) The ambient noise, including both acoustical background and electrical noise of the measurement systems, must be recorded and determined in the test area with the system gain set at levels that will be used for aircraft noise measurements. If aircraft sound pressure levels do not exceed the background sound pressure levels by at least 10 dB(A), approved corrections for the contribution of background sound pressure level to the observed sound pressure level must be applied.

F36.109 Data Recording, Reporting, And Approval

(a) Data representing physical measurements or corrections to measured data must be recorded in permanent form and appended to the record except that corrections to measurements for normal equipment response deviations need not be reported. All other corrections must be approved. Estimates must be made of the individual errors inherent in each of the operations employed in obtaining the final data.

(b) Measured and corrected sound pressure levels obtained with equipment conforming to the specifications described in section F36.105 of this appendix must be reported.

(c) The type of equipment used for measurement and analysis of all acoustic, airplane performance, and meteorological data must be reported.

(d) The following atmospheric data, measured immediately before, after, or during each test at the observation points prescribed in section F36.101 of this appendix must be reported:

(1) Air temperature and relative humidity.

(2) Maximum, minimum, and average wind velocities.

(e) Comments on local topography, ground cover, and events that might interfere with sound recordings must be reported.

(f) The following airplane information must be reported:

(1) Type, model and serial numbers (if any) of airplanes, engines, and propellers.

(2) Any modifications or nonstandard equipment likely to affect the noise characteristics of the airplane.

(3) *Maximum certificated takeoff weights.*

(4) *Airspeed in knots for each overflight of the measuring point.*

(5) *Engine performance in terms of revolutions per minute and other relevant parameters for each overflight.*

(6) *Aircraft height in feet determined by a calibrated altimeter in the aircraft, approved photographic techniques, or approved tracking facilities.*

(g) Aircraft speed and position and engine performance parameters must be recorded at an approved sampling rate sufficient to ensure compliance with the test procedures and conditions of this appendix.

F36.111 Flight Procedures

(a) Tests to demonstrate compliance with the noise level requirements of this appendix must include at least six level flights over the measuring station at a height of 1,000' ±30' and ±10 degrees from the zenith when passing overhead.

(b) Each test over flight must be conducted:

(1) At not less than the highest power in the normal operating range provided in an Airplane Flight Manual, or in any combination of approved manual material, approved placard, or approved instrument markings; and

(2) At stabilized speed with propellers synchronized and with the airplane in cruise configuration, except that if the speed at the power setting prescribed in this paragraph would exceed the maximum speed authorized in level flight, accelerated flight is acceptable.

(c) The reference procedure shall be calculated under the following reference atmospheric conditions:

(1) atmospheric pressure at sea level of 1 013.25 hPa, decreasing with altitude at a rate defined by the ICAO Standard Atmosphere; and

(2) Ambient air temperature at sea level of 25 °C, i.e. ISA + 10°C; decreasing with altitude at a rate defined by the ICAO Standard Atmosphere (i.e. 0.65^{0}C per 100 m).

Part C Data Correction

F36.201 Correction Of Data

(a) Noise data obtained when the temperature is outside the range of 68 degrees F.

±9 degrees F., or the relative humidity is below 40 percent, must be corrected to 77 degrees F. and 70 percent relative humidity by a method approved by the DGCA.

(b) The performance correction prescribed in paragraph (c) of this section must be used. It must be determined by the method described in this appendix, and must be added algebraically to the measured value. It is limited to 5dB(A).

(c) The performance correction must be computed by using the following formula:

$$\Delta dB = 60 - 20 \log_{10}\left\{(11{,}430 - D_{50}\ \frac{R/C}{V_y} + 50\right\}$$

Wher

e:

D50=Takeoff distance to 50 feet at maximum certificated takeoff weight.
R/C=Certificated best rate of climb (fpm).

V y =Speed for best rate of climb in the same units as rate of climb.

(d) When takeoff distance to 50' is not listed as approved performance information, the figures of 2000 for single-engine airplanes and 1600' for multi-engine airplanes must be used.

F36.203 Validity Of Results

(a) The test results must produce an average dB(A) and its 90 percent confidence limits, the noise level being the arithmetic average of the

corrected acoustical measurements for all valid test runs over the measuring point.

(b) The samples must be large enough to establish statistically a 90 pecent confidence limit not to exceed ±1.5 dB(A). No test result may be omitted from the averaging process, unless omission is approved by the DGCA.

Part D Noise Limits F36.301 Aircraft Noise Limits

(a) Compliance with this section must be shown with noise data measured and corrected as prescribed in Parts B and C of this appendix.

(b) For airplanes for which application for a type certificate is made on or after October 10, 1973, the noise level must not exceed 68 dB(A) up to and including aircraft weights of 1,320 pounds (600 kg.). For weights greater than 1,320 pounds up to and including 3,630 pounds (1.650 kg.) the limit increases at the rate of 1 dB/165 pounds (1 dB/75 kg.) to 82 dB(A) at 3,630 pounds, after which it is constant at 82 dB(A). However, airplanes produced under type certificates covered by this paragraph must also meet paragraph (d) of this section for the original issuance of standard airworthiness certificates or restricted category airworthiness certificates if those airplanes have not had flight time before the date specified in that paragraph.

(c) For airplanes for which application for a type certificate is made on or after January 1, 1975, the noise levels may not exceed the noise limit curve prescribed in paragraph (b) of this section, except that 80 dB(A) may not be exceeded.

(d) For airplanes for which application is made for a standard airworthiness certificate or for a restricted category airworthiness certificate, and that have not had any flight time before January 1, 1980, the requirements of paragraph (c) of this section apply, regardless of date of application, to the original issuance of the certificate for that airplane.

APPENDIX G - TAKEOFF NOISE REQUIREMENTS FOR PROPELLER - DRIVEN SMALL AIRPLANE AND PROPELLER-DRIVEN, COMMUTER CATEGORY AIRPLANE CERTIFICATION TESTS ON OR AFTER DECEMBER 22, 1988

Part A General

G36.1 Scope

This appendix prescribes limiting noise levels and procedures for measuring noise and adjusting these data to standard conditions, for propeller driven small airplanes and propeller-driven, commuter category airplanes specified in §§36.1 and 36.501(c).

Part B Noise Measurement

G36.101 General Test Conditions

(a) The test area must be relatively flat terrain having no excessive sound absorption characteristics such as those caused by thick, matted, or tall grass, by shrubs, or by wooded areas. No obstructions which significantly influence the sound field from the airplane may exist within a conical space above the measurement position, the cone being defined by an axis normal to the ground and by a half-angle 75 degrees from the normal ground axis.

(b) The tests must be carried out under the following conditions:

(1) No precipitation;

(2) Ambient air temperature between 36 and 95 degrees F (2.2 and 35 degrees C);

(3) Relative humidity between 20 percent and 95 percent, inclusively;

(4) Wind speed may not exceed 10 knots (19 km/h) and cross wind may not exceed 5 knots (9 km/h), using a 30-second average;

(5) No temperature inversion or anomalous wind condition that would significantly alter the noise level of the airplane when the nose is recorded at the required measuring point, and

(c) The meteorological measurements must be made between 4 ft. (1.2 m) and 33 ft. (10 m) above ground level. If the measurement site is within 1 n.m. of an airport meteorological station, measurements from that station may be used.

(d) The flight test procedures, measuring equipment, and noise

measurement procedures must be approved by the DGCA.

(e) Sound pressure level data for noise evaluation purposes must be obtained with acoustical equipment that complies with section G36.103 of this appendix.

G36.103 Acoustical Measurement System

The acoustical measurement system must consist of approved equipment with the following characteristics:

(a) A microphone system with frequency response compatible with measurement and analysis system accuracy as prescribed in section G36.105 of this appendix.

(b) Tripods or similar microphone mountings that minimize interference with the sound being measured.

(c) Recording and reproducing equipment characteristics, frequency response, and dynamic range compatible with the response and accuracy requirements of section G36.105 of this appendix.

(d) Acoustic calibrators using sine wave or broadband noise of known sound pressure level. If broadband noise is used, the signal must be described in terms of its average and maximum root-mean-square (rms) value for non-overload signal level.

G36.105 Sensing, Recording, and Reproducing Equipment

(a) The noise produced by the airplane must be recorded. A magnetic tape recorder, graphic level recorder, or sound level meter is acceptable when approved by the regional certificating authority.

(b) The characteristics of the complete system must comply with the requirements in International Electrotechnical Commission (IEC) Publications No. 651, entitled "Sound Level Meters" and No. 561, entitled "Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification". Sound level meters must comply with the requirements for Type 1 sound level meters as specified in IEC Publication No. 651.

(c) The response of the complete system to a sensibly plane progressive sinusoidal wave of constant amplitude must be within the tolerance limits specified in IEC Publication No. 651, over the frequency range 45 to 11,200 Hz.

(d) If equipment dynamic range limitations make it necessary, high

frequency pre- emphasis must be added to the recording channel with the converse de-emphasis on playback. The pre-emphasis must be applied such that the instantaneous recorded sound pressure level of the noise signal between 800 and 11,200 Hz does not vary more than 20 dB between the maximum and minimum one-third octave bands.

(e) The output noise signal must be read through an "A" filter with dynamic characteristics designated "slow" as defined in IEC Publication No. 651. A graphic level recorder, sound level meter, or digital equivalent may be used.

(f) The equipment must be acoustically calibrated using facilities for acoustic free- field calibration and if analysis of the tape recording is requested by the Administrator, the analysis equipment shall be electronically calibrated by a method approved by the DGCA. Calibrations shall be performed, as appropriate, in accordance with paragraphs A36.3.8 and A36.3.9 of appendix A of this part.

(g) A windscreen must be employed with the microphone during all measurements of aircraft noise when the wind speed is in excess of 5 knots (9 km/hr).

G36.107 Noise Measurement Procedures

(a) The microphone must be a pressure type, 12.7 mm in diameter, with a protective grid, mounted in an inverted position such that the microphone diaphragm is 7 mm above and parallel to a white-painted metal circular plate. This white-painted metal plate shall be 40 cm in diameter and at least 2.5 mm thick. The plate shall be placed horizontally and flush with the surrounding ground surface with no cavities below the plate. The microphone must be located three-quarters of the distance from the center to the back edge of the plate along a radius normal to the line of flight of the test airplane.

(b) Immediately prior to and after each test, a recorded acoustic calibration of the system must be made in the field with an acoustic calibrator for the purposes of checking system sensitivity and providing an acoustic reference level for the analysis of the sound level data. If a tape recorder or graphic level recorder is used, the frequency response of the electrical system must be determined at a level within 10 dB of the full-scale reading used during the test, utilizing pink or

pseudorandom noise.

(c) The ambient noise, including both acoustic background and electrical systems noise, must be recorded and determined in the test area with the system gain set at levels which will be used for aircraft noise measurements. If aircraft sound pressure levels do not exceed the background sound pressure levels by at least 10 dB(A), a takeoff measurement point nearer to the start of the takeoff roll must be used and the results must be adjusted to the reference measurement point by an approved method.

G36.109 Data Recording, Reporting, and Approval

(a) Data representing physical measurements and adjustments to measured data must be recorded in permanent form and appended to the record, except that corrections to measurements for normal equipment response deviations need not be reported. All other adjustments must be approved. Estimates must be made of the individual errors inherent in each of the operations employed in obtaining the final data.

(b) Measured and corrected sound pressure levels obtained with equipment conforming to the specifications in section G36.105 of this appendix must be reported.

(c) The type of equipment used for measurement and analysis of all acoustical, airplane performance, and meteorological data must be reported.

(d) The following atmospheric data, measured immediately before, after, or during each test at the observation points prescribed in section G36.101 of this appendix must be reported:

(1) Ambient temperature and relative humidity.

(2) Maximum and average wind speeds and directions for each run.

(e) Comments on local topography, ground cover, and events that might interfere with sound recordings must be reported.

(f) The aircraft position relative to the takeoff reference flight path must be determined by an approved method independent of normal flight instrumentation, such as radar tracking, theodolite triangulation, or photographic scaling techniques.

(g) The following airplane information must be reported:

(1) Type, model, and serial numbers (if any) of airplanes, engines, and propellers;

(2) Any modifications or nonstandard equipment likely to affect the noise characteristics of the airplane;

(3) Maximum certificated takeoff weight;

(4) For each test flight, airspeed and ambient temperature at the flyover altitude over the measuring site determined by properly calibrated instruments;

(5) For each test flight, engine performance parameters, such as manifold pressure or power, propeller speed (rpm) and other relevant parameters. Each parameter must be determined by properly calibrated instruments. For instance, propeller RPM must be validated by an independent device accurate to within ±1 percent, when the airplane is equipped with a mechanical tachometer.

(6) Airspeed, position, and performance data necessary to make the corrections required in section G36.201 of this appendix must be recorded by an approved method when the airplane is directly over the measuring site.

G36.111 Flight Procedures

(a) The noise measurement point is on the extended centerline of the runway at a distance of 8200 ft (2500 m) from the start of takeoff roll. The aircraft must pass over the measurement point within ±10 degrees from the vertical and within 20% of the reference altitude. The flight test program shall be initiated at the maximum approved takeoff weight and the weight shall be adjusted back to this maximum weight after each hour of flight time. Each flight test must be conducted at the speed for the best rate of climb (V_Y) ±5 knots (±9 km/hour) indicated airspeed. All test, measurement, and data correction procedures must be approved by the DGCA.

(b) The takeoff reference flight path must be calculated for the following atmospheric conditions:

(1) atmospheric pressure at sea level of 1013.25 mb (013.25 hPa), decreasing with altitude at a rate defined by the ICAO Standard Atmosphere;

(2) *Ambient air temperature at sea level of 59 °F (15 °C), decreasing with altitude at a rate defined by the ICAO Standard Atmosphere (i.e. 0.65°C per 100 m) except that at the discretion of the certificating authority, an alternative ambient air temperature at sea level of 15°C may be used;*

(3) *Constant relative humidity of 70 percent; and*

(4) *Zero wind.*

(5) *The reference atmosphere in terms of temperature and relative humidity isconsidered to be homogeneous (i.e. ambient temperature 25°C and relative humidity 70 per cent) for the purpose of calculating:*

(i) *the reference sound attenuation rate due to atmospheric absorption; and*

(ii) *the reference speed of sound used in the calculation of the reference sound propagation geometry.*

(c) *The takeoff reference flight path must be calculated assuming the following two segments:*

(1) *First segment.*

(i) *Takeoff power must be used from the brake release point to the point at which the height of 50 ft (15m) above the runway is reached.*

(ii) *A constant takeoff configuration selected by the applicant must be maintained through this segment.*

(iii) *The maximum weight of the airplane at brake-release must be the maximum for which noise certification is requested.*

(iv) *The length of this first segment must correspond to the airworthiness approved value for a takeoff on a level paved runway (or the corresponding value for seaplanes).*

(2) *Second segment.*

(i) *The beginning of the second segment corresponds to the end of the first segment.*

(ii) *The airplane must be in the climb configuration with landing gear up, if retractable, and flap setting corresponding to normal climb position throughout this second segment.*

(iii) *The airplane speed must be the speed for the best rate of climb (V_Y).*

(iv) *For airplanes equipped with fixed pitch propellers, takeoff power must be maintained throughout the second segment. For*

airplanes equipped with variable pitch or constant speed propellers, takeoff power and rpm must be maintained throughout the second segment. If airworthiness limitations do not allow the application of takeoff power and rpm up to the reference point, then takeoff power and rpm must be maintained for as long as is permitted by such limitations; thereafter, maximum continuous power and rpm must be maintained. Maximum time allowed at takeoff power under the airworthiness standards must be used in the second segment. The reference height must be calculated assuming climb gradients appropriate to each power setting used.

Part C Data Corrections

G36.201 Corrections to Test Results

(a) These corrections account for the effects of:

(1) Differences in atmospheric absorption of sound between meteorological test conditions and reference conditions.

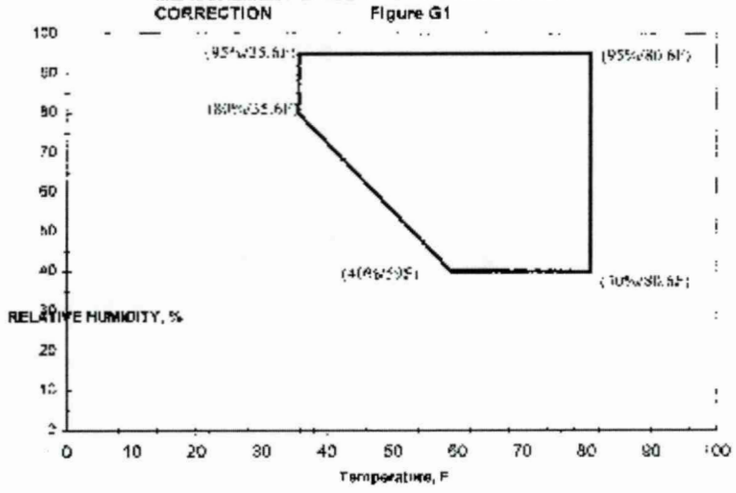
(2) Differences in the noise path length between the actual airplane flight path and the reference flight path.

(3) The change in the helical tip Mach number between test and reference conditions.

(4) The change in the engine power between test and reference conditions.

(b) Atmospheric absorption correction is required for noise data obtained when the test conditions are outside those specified in Figure G1. Noise data outside the applicable range must be corrected to 59 F and 70 percent relative humidity by an DGCA approved method.

MEASUREMENT WINDOW FOR NO ABSORPTION CORRECTION Figure G1



(c) *No corrections for helical tip Mach number variation need to be made if the propeller helical tip Mach number is:*

(1) At or below 0.70 and the test helical tip Mach number is within 0.014 of the reference helical tip Mach number.

(2) Above 0.70 and at or below 0.80 and the test helical tip Mach number is within 0.007 of the reference helical tip Mach number.

(3) Above 0.80 and the test helical tip Mach number is within 0.005 of the reference helical tip Mach number. For mechanical tachometers, if the helical tip Mach number is above 0.8 and the test helical tip Mach number is within 0.008 of the reference helical tip Mach number.

(d) *When the test conditions are outside those specified, corrections must be applied by an approved procedure or by the following simplified procedure:*

(1) Measured sound levels must be corrected from test day meteorological conditions to reference conditions by adding an increment equal to

$$Delta\ (M)=(HTa—0.7\ HR)/\ 1000$$

where HT is the height in feet under test conditions, HR is the height in feet under reference conditions when the aircraft is directly over the noise measurement point and a is the rate of

absorption for the test day conditions at 500 Hz as specified in SAE ARP 866A, entitled "Standard Values of Atmospheric Absorption as a function of Temperature and Humidity for use in Evaluating Aircraft Flyover Noise"

(2) Measured sound levels in decibels must be corrected for height by algebraically adding an increment equal to Delta (1). When test day conditions are within those specified in figure G1:

Delta (1)=22 log (HT/HR)

where HT is the height of the test aircraft when directly over the noise measurement point and HR is the reference height.

When test day conditions are outside those specified in figure G1:
Delta (1)=20 log (HT/HR)

(3) Measured sound levels in decibels must be corrected for helical tip Mach number by algebraically adding an increment equal to:

Delta (2)=k log (MR/MT)

where MT and MR are the test and reference helical tip Mach numbers, respectively. The constant "k" is equal to the slope of the line obtained for measured values of the sound level in dB(A) versus helical tip Mach number. The value of k may be determined from approved data. A nominal value of k=150 may be used when MT is smaller than MR. No correction may be made using the nominal value of k when MT is larger than MR. The reference helical tip Mach number MR is the Mach number corresponding to the reference conditions (RPM, airspeed, temperature) above the measurement point.

(4) Measured sound levels in decibels must be corrected for engine power by algebraically adding an increment equal to

Delta (3)=K3log (PR/PT)

where PR and PT are the test and reference engine powers respectively obtained from the manifold pressure/torque gauges and engine rpm. The value of K3shall be determined from approved data from the test airplane. In the absence of flight test data and at the discretion of the Administrator, a value of K3=17 may be used.

G36.203 Validity of Results.

(a) The measuring point must be overflown at least six times. The test results must produce an average noise level (L_{ASmax}) value within a 90 percent confidence limit. The average noise level is the arithmetic average of the corrected acoustical measurements for all valid test runs over the measuring point.

(b) The samples must be large enough to establish statistically a 90 percent confidence limit not exceeding ±1.5 dB(A). No test results may be omitted from the averaging process unless omission is approved by the DGCA.

Part D Noise Limits

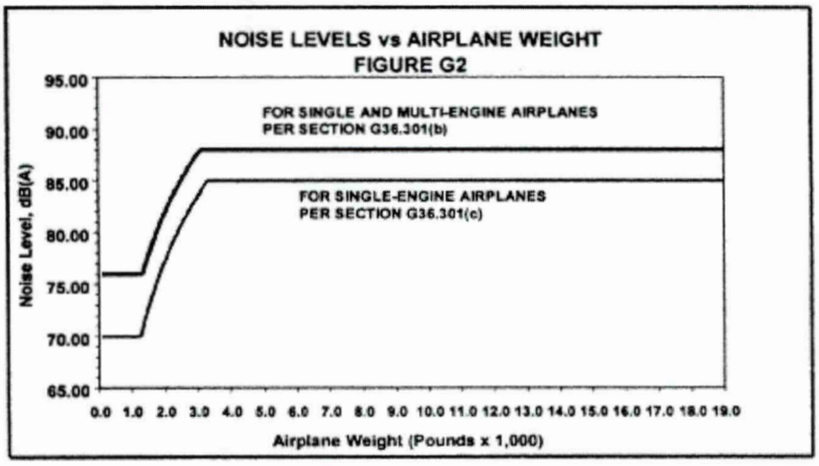
G36.301 Aircraft Noise Limits

(a) Compliance with this section must be shown with noise data measured and corrected as prescribed in Parts B and C of this appendix.

(b) For single-engine airplanes for which the original type certification application is received before February 3, 2006 and multi-engine airplanes, the noise level must not exceed 76 dB(A) up to and including aircraft weights of 1,320 pounds (600 kg). For aircraft weights greater than 1,320 pounds, the limit increases from that point with the logarithm of airplane weight at the rate of 9.83 dB (A) per doubling of weight, until the limit of 88 dB (A) is reached, after which the limit is constant up to and including 19,000 pounds (8,618 kg). Figure G2 shows noise level limits vs airplane weight.

(c) For single-engine airplanes for which the original type certification application is received on or after February 3, 2006, the noise level must not exceed 70dB(A) for aircraft having a maximum certificated takeoff weight of 1,257 pounds (570 kg) or less. For aircraft weights

greater than 1,257 pounds, the noise limit increases from that point with the logarithm of airplane weight at the rate of 10.75dB(A) per doubling of weight, until the limit of 85dB(A) is reached, after which the limit is constant up to and including 19,000 pounds (8,618 kg). Figure G2 depicts noise level limits for airplane weights for single-engine airplanes.



APPENDIX H – NOISE REQUIREMENTS FOR HELICOPTERS UNDER SUBPART H

Part A Reference Conditions

H36.1 General

This appendix prescribes noise requirements for helicopters specified under 36.1, including:

(a) The conditions under which helicopter noise certification tests under Part H must be conducted and the measurement procedures that must be used under 36.801 to measure helicopter noise during each test;

(b) The procedures which must be used under §36.803 to correct the measured data to the reference conditions and to calculate the noise evaluation quantity designated as Effective Perceived Noise Level (EPNL); and

(c) The noise limits for which compliance must be shown under 36.805.

H36.3 Reference Test Conditions

(a) Meteorological conditions. Aircraft position, performance data and noise measurements must be corrected to the following noise certification reference atmospheric conditions which shall be assumed to exist from the surface to the aircraft altitude:

(1) Constant atmospheric pressure of 2,116 psf (1,013.25 hPa).
(2) Constant ambient temperature of 77 degrees F (25 degrees C).
(3) Constant relative humidity of 70 percent.
(4) Zero wind.

(b) Reference test site. The reference test site is flat and without line-of-sight obstructions across the flight path that encompasses the 10 dB down points.

(c) Takeoff reference profile. (1) Figure H1 illustrates a typical takeoff profile, including reference conditions.

(1) The reference flight path is defined as a straight line segment

inclined from the starting point (1,640 feet (500 meters) from the center microphone location and 65 feet (20 meters) above ground level) at a constant climb angle ß defined by the certificated best rate of climb and V_Y for minimum engine performance. The constant climb angle ß is derived from the manufacturer's data (approved by the DGCA) to define the flight profile for the reference conditions. The constant climb angle ß is drawn through Crand continues, crossing over station A, to the position corresponding to the end of the type certification takeoff path represented by position Ir.

(d) Level flyover reference profile. The beginning of the level flyover reference profile is represented by helicopter position Dr(Figure H2). The helicopter approaches position Drin level flight 492 feet above ground level as measured at Station A. Reference airspeed must be either 0.9VH; 0.9VNE; 0.45VH+ 65 kts (0.45VH+ 120km/h); or 0.45VNE+ 65kts (0.45VNE+ 120 km/h), whichever of the four speeds is least. The helicopter crosses directly overhead station A in level flight and proceeds to position J_r.

(e) For noise certification purposes, V_H is defined as the airspeed in level flight obtained using the minimum specified engine torque corresponding to maximum continuous power available for sea level pressure of 2,116 psf (1,013.25 hPa) at 77 °F (25 °C) ambient conditions at the relevant maximum certificated weight. The value of V_{NE} is the never-exceed airspeed. The values of V_H and V_{NE} that are used for noise certification must be listed in the approved Rotorcraft Flight Manual.

(f) Approach reference profile. (1) Figure H3 illustrates approach profile, including reference conditions.

(i) The beginning of the approach profile is represented by helicopter position E. The position of the helicopter is recorded for a sufficient distance (EK) to ensure recording of the entire interval during which the measured helicopter noise level is within 10 dB of Maximum Tone Corrected Perceived Noise Level (PNLTM). The reference flight path, ErKrrepresents a stable flight condition in terms of torque, rpm, indicated airspeed, and rate of descent

resulting in a 6° approach angle.

(ii) The test approach profile is defined by the approach angle η passing directly over the station A at a height of AH, to position K, which terminates the approach noise certification profile. The test approach angle η must be between 5.5° and 6.5°.

(2) The helicopter approaches position H along a constant 6° approach slope throughout the 10 dB down time period. The helicopter crosses position E and proceeds along the approach slope crossing over station A until it reaches position K.

H36.5 Symbols And Units

The following symbols and units as used in this appendix for helicopter noise certification have the following meanings.

Position	*Description*
A	*Location of the noise measuring point at the flight-track noise measuring station vertically below the reference (takeoff, flyover, or approach) flight path.*
C	*Start of noise certification takeoff flight path.*
Cr	*Start of noise certification reference takeoff flight path.*
D	*Start of noise certification flyover flight path.*
Dr	*Start of noise certification reference flyover path.*
E	*Start of noise certification approach flight path.*
Er	*Start of noise certification reference approach flight path.*
F	*Position on takeoff flight path directly above noise measuring station A.*
Fr	*Position on reference takeoff path directly above noise measuring Station A.*
G	*Position on flyover flight path directly above noise measuring station A.*
Gr	*Position on reference flyover path directly above noise measuring Station A.*
H	*Position on approach flight path directly above noise measuring station A.*
Hr	*Position on reference path directly above noise measuring Station A.*

I	*End of noise type certification takeoff flight path.*
Ir	*End of noise type certification reference takeoff flight path.*
J	*End of noise type certification flyover flight path.*
Jr	*End of noise type certification reference flyover flight path.*
K	*End of noise certification approach type flight path.*
Kr	*End of noise type certification reference approach flight path.*
L	*Position on measured takeoff flight path corresponding to PNLTM at station A.*
Lr	*Position on reference takeoff flight path corresponding to PNLTM of station A.*
M	*Position on measured flyover flight path corresponding to PNLTM of station A.*
Mr	*Position on reference flyover flight path corresponding to PNLTM of station A.*
N	*Position on measured approach flight path corresponding to PNLTM at station A.*
Nr	*Position on reference approach flight path corresponding to PNLTM at station A.*

Flight Profile Identification—Positions

S	*Sideline noise measuring station (note: a subscript denotes the aircraft orientation relative to the direction of flight).*

Flight Profile Distances

Distance	*Unit*	*Meaning*
AF	*Feet*	*Takeoff Height. The vertical distance between helicopter and station A.*
AG	*Feet*	*Flyover Height. The vertical distance between the helicopter and station A.*
AH	*Feet*	*Approach Height. The vertical distance between the helicopter and station A.*
AL	*Feet*	*Measured Takeoff Noise Path. The distance from station A to the measured helicopter position L.*

ALr	*Feet*	*Reference Takeoff Noise Path. The distance from station A to the reference helicopter position Lr.*
AM	*Feet*	*Measured Flyover Noise Path. The distance from station A to the measured helicopter position M.*
AMr	*Feet*	*Reference Flyover Noise Path. The distance from station A to helicopter position Mron the reference flyover flight path.*
AN	*Feet*	*Measured Approach Noise Path. The distance from station A to the measured helicopter noise position N.*
ANr	*Feet*	*Reference Approach Noise Path. The distance from station A to the reference helicopter position Nr.*
CI	*Feet*	*Takeoff Flight Path Distance. The distance from position C at which the helicopter establishes a constant climb angle on the takeoff flight path passing over station A and continuing to position I at which the position of the helicopter need no longer be recorded.*
DJ	*Feet*	*Flyover Flight Path Distance. The distance from position D at which the helicopter is established on the flyover flight path passing over station A and continuing to position J at which the position of the helicopter need no longer be recorded.*
EK	*Feet*	*Approach Flight Path Distance. The distance from position E at which the helicopter establishes a constant angle on the approach flight path passing over station A and continuing to position K at which the position of the helicopter need no longer be recorded.*

Part B Noise Measurement Under 36.801

H36.101 Noise Certification Test And Measurement Conditions

(a) General. This section prescribes the conditions under which aircraft noise certification tests must be conducted and the measurement procedures that must be used to measure helicopter noise during each test

(b) Test site requirements.

(1) Tests to show compliance with established helicopter noise certification levels must consist of a series of takeoffs, level flyovers, and approaches during which measurement must be taken at noise measuring stations located at the measuring points prescribed in this section.

(2) Each takeoff test, flyover test, and approach test includes simultaneous measurements at the flight-track noise measuring

station vertically below the reference flight path and at two sideline noise measuring stations, one on each side of the reference flight track 492 feet (150m) from, and on a line perpendicular to, the flight track of the noise measuring station.

(3) The difference between the elevation of either sideline noise measuring station may not differ from the flight-track noise measuring station by more than 20 feet.

(4) Each noise measuring station must be surrounded by terrain having no excessive sound absorption characteristics, such as might be caused by thick, matted, or tall grass, shrubs, or wooded areas.

(5) During the period when the takeoff, flyover, or approach noise/time record indicates the noise measurement is within 10 dB of PNLTM, no obstruction that significantly influences the sound field from the aircraft may exist—

(i) For any flight-track or sideline noise measuring station, within a conical space above the measuring position (the point on the ground vertically below the microphone), the cone being defined by an axis normal to the ground and by half- angle 80° from this axis; and

(ii) For any sideline noise measuring station, above the line of sight between the microphone and the helicopter.

(6) If a takeoff or flyover test series is conducted at weights other than the maximum takeoff weight for which noise certification is requested, the following additional requirements apply:

(i) At least one takeoff test and one flyover test must be conducted at, or above, the maximum certification weight.

(ii) Each test weight must be within +5 percent or −10 percent of the maximum certification weight.

(7) Each approach test must be conducted with the aircraft stabilized and following a 6.0 degree ±0.5 degree approach angle and must meet the requirements of section H36.107 of this part.

(8) If an approach test series is conducted at weights other than the maximum landing weight for which certification is requested, the following additional requirements apply:

(i) At least one approach test must be conducted at a weight at, or above, the maximum landing weight.

(ii) Each test weight must be between +5 percent and −10 percent of the maximum certification weight.

(c) Weather restrictions. The tests must be conducted under the following atmospheric conditions:

(1) No rain or other precipitation.

(2) Ambient air temperature between 14 °F and 95 °F (−10 °C and 35 °C), inclusively, at a point 33 feet (10 meters) above the ground at the noise measuring station and at the aircraft. The temperature and relative humidity measured at a point 33 feet (10 meters) above the ground at the noise measuring station must be used to adjust for propagation path absorption.

(3) Relative humidity and ambient temperature at a point 33 feet (10 meters) above the ground at the noise measuring station and at the aircraft, is such that the sound attenuation in the one-third octave band centered at 8 kHz is not greater than 12 dB/100 meters and the relative humidity is between 20 percent and 95 percent, inclusively.

(4) Wind velocity as measured at 10 meters above ground does not exceed 10 knots (19 km/h) and the crosswind component does not exceed 5 knots (9 km/h). The wind shall be determined using a continuous thirty-second averaging period spanning the 10dB down time interval.

(5) No anomalous meteorological conditions (including turbulence) that will significantly affect the noise level of the aircraft when the noise is recorded at each noise measuring station.

(6) The wind velocity, temperature, and relative humidity measurements required under the appendix must be measured in the vicinity of noise measuring stations 10 meters above the ground. The location of the meteorological measurements must be approved by the DGCA as representative of those atmospheric conditions existing near the surface over the geographical area which aircraft noise measurements are made. In some cases, a fixed meteorological station (such as those found at airports or other facilities) may meet this requirement.

(7) Temperature and relative humidity measurements must be obtained within 30 minutes of each noise test.

(d) Aircraft testing procedures.

(1) The aircraft testing procedures and noise measurements must be conducted and processed in a manner that yields the noise evaluation measure designated as Effective Perceived Noise Level (EPNL) in units of EPNdB, as prescribed in Appendix A of this part.

(2) The helicopter spatial position relative to the reference flight track measurement microphone (which passes through the flight track noise measuring station) must be determined

using an DGCA-approved method. The equipment used to make the determination must be independent of cockpit flight instrumentation. Applicable independent systems are, laser trajectography, or differential global positioning system.

(3) The helicopter position along the flight path must be synchronized to the noise recorded at the noise measuring stations by means of time-synchronized signals recorded at an approved sampling rate. The helicopter position must be recorded relative to the reference flight track during the entire time interval in which the recorded signal is within 10 dB of PNLTM. Measuring and sampling equipment must be approved by the DGCA before testing.

(4) Aircraft performance data sufficient to make the corrections required under section H36.205 of this appendix must be recorded at an DGCA-approved sampling rate using DGCA-approved equipment.

H36.103 Takeoff Test Conditions

(a) This section, in addition to the applicable requirements of sections H36.101 and H36.205(b) of this appendix, applies to all takeoff noise tests conducted under this appendix to show compliance with Part 36.

(b) A test series must consist of at least six flights over the flight-track noise measuring station (with simultaneous measurements at all three noise measuring stations) as follows:

(1) An airspeed of either Vy±5 knots or the lowest approved speed ±5 knots for the climb after takeoff, whichever speed is greater, must be established and maintained throughout the 10 dB-down time interval.

(2) The horizontal portion of each test flight must be conducted at an

altitude of 65 feet (20 meters) above the ground level at the flight-track noise measuring station.

(3) Upon reaching a point 1,640 feet (500 meters) from the noise measuring station, the helicopter must be stabilized at the maximum takeoff power that corresponds to minimum installed engine(s) specification power available for the reference ambient conditions or gearbox torque limit, whichever is lower.

(4) The helicopter must be maintained throughout the 10 dB-down time interval at the best rate of climb speed Vy±5 knots, or the lowest approved speed for climb after takeoff, whichever is greater, for an ambient temperature of 25 °C at sea level.

(5) The average rotor speed must not vary from the maximum normal operating rotor RPM by more than ±1.0 percent during the 10 dB-down time interval.

(6) The helicopter must stay within ±10° or ±65 feet (±20 meters), whichever is greater, from the vertical above the reference track throughout the 10dB-down time interval.

(7) A constant takeoff configuration selected by the applicant must be maintained throughout the takeoff reference procedure with the landing gear position consistent with the airworthiness certification tests for establishing best rate-of-climb speed, Vy.

H36.105 Flyover Test Conditions

(a) This section, in addition to the applicable requirements of sections H36.101 and H36.205(c) of this appendix, applies to all flyover noise tests conducted under this appendix to show compliance with Part 36.

(b) A test series consists of at least six flights. The number of level flights made with a headwind component must be equal to the number of level flights made with a tailwind component with simultaneous measurements at all three noise measuring stations—

(1) In level flight cruise configuration;

(2) At a height of 492 feet ±30 feet (150 ±9 meters) above the ground level at the flight-track noise measuring station; and

(3) The helicopter must fly within ±10° or ±65 feet (±20 meters), whichever is greater, from the vertical above the reference track throughout the 10 dB-down time interval.

(c) Each flyover noise test must be conducted—

(1) *At a speed of 0.9VH; 0.9VNE; 0.45VH+ 65 kts (0.45VH+ 120 km/h); or 0.45VNE+ 65 kts (0.45VNE+ 120 km/h), whichever speed is least, to be maintained throughout the measured portion of the flyover;*

(2) *At average rotor speed, which must not vary from the maximum normal operating rotor RPM by more than ±1.0 percent during the 10 dB-down time interval.*

(3) *With the power stabilized during the period when the measured helicopter noise level is within 10 dB of PNLTM.*

(d) *The airspeed shall not vary from the reference airspeed by more than ±5 knots (9 km/hr).*

H36.107 Approach Test Conditions

(a) *This section, in addition to the requirements of sections H36.101 and H36.205(d) of this appendix, applies to all approach tests conducted under this appendix to show compliance with Part 36.*

(b) *A test series must consist of at least six flights over the flight-track noise measuring station (with simultaneous measurements at the three noise measuring stations)—*

(1) *On an approach slope of 6° ±0.5°;*

(2) *At a height of 394 ±33 feet (120 ±10 meters)*

(3) *The helicopter must fly within ±10° or ±65 feet (±20 meters) lateral deviation tolerance, whichever is greater, from the vertical above the reference track throughout the 10 dB-down time interval;*

(4) *At stabilized airspeed equal to the certificated best rate of climb Vy, or the lowest approved speed for approach, whichever is greater, with power stabilized during the approach and over the flight path reference point, and continued to a normal touchdown; and*

(5) *At average rotor speed, which may not vary from the maximum normal operating rotor RPM by more than ±1.0 percent during the 10 dB-down time interval; and*

(6) *The constant approach configuration used in airworthiness certification tests, with the landing gear extended, must be maintained throughout the approach reference procedure.*

(c) The airspeed shall not vary from the reference airspeed by more than ±5 knots (±9 km/hr).

H36.109 Measurement Of Helicopter Noise Received On The Ground

The measurement system and the measurement, calibration and general analysis procedures to be used are provided in Appendix A, section A36.3 of this part.

H36.111 Reporting And Correcting Measured Data

(a) General. Data representing physical measurements, and corrections to measured data, including corrections to measurements for equipment response deviations, must be recorded in permanent form and appended to the record. Each correction must be reported and is subject to DGCA approval. An estimate must be made of each individual error inherent in each of the operations employed in obtaining the final data.

(b) Data reporting.

(1) Measured and corrected sound pressure levels must be presented in one-third octave band levels obtained with equipment conforming to the standards prescribed in section H36.109 of this appendix.

(2) The type of equipment used for measurement and analysis of all acoustic, aircraft performance, and meteorological data must be reported.

(3) The atmospheric environmental data required to demonstrate compliance with this appendix, measured throughout the test period, must be reported.

(4) Conditions of local topography, ground cover, or events which may interfere with sound recording must be reported.

(5) The following aircraft information must be reported:

(i) Type, model, and serial numbers, if any, of aircraft engines and rotors.

(ii) Gross dimensions of aircraft and location of engines.

(iii) Aircraft gross weight for each test run.

(iv) Aircraft configuration, including landing gear positions.

(v) Airspeed in knots.

(vi) Helicopter engine performance as determined from aircraft instruments and manufacturer's data.

(vii) Aircraft flight path, above ground level in feet, determined by an DGCA approved method which is independent of normal flight instrumentation, such as radar tracking, theodolite triangulation, laser trajectography, or photographic scaling techniques.

(6) Aircraft speed, and position, and engine performance parameters must be recorded at an approved sampling rate sufficient to correct to the noise certification reference test conditions prescribed in section H36.3 of this appendix. Lateral position relative to the reference flight-track must be reported.

(c) Data corrections.

(1) Aircraft position, performance data and noise measurement must be corrected to the noise certification reference conditions as prescribed in sections H36.3 and H36.205 of this appendix.

(2) The measured flight path must be corrected by an amount equal to the difference between the applicant's predicted flight path for the certification reference conditions and the measured flight path at the test conditions. Necessary corrections relating to helicopter flight path or performance may be derived from DGCA-approved data for the difference between measured and reference conditions, together with appropriate allowances for sound attenuation with distance. The Effective Perceived Noise Level (EPNL) correction may not exceed 2.0 EPNdB except for takeoff flight condition, where the correction may not exceed 4.0 EPNdB, of which the arithmetic sum of Δ1(described in section H36.205(f)(1)) and the term -7.5 log (AL/ALr) from Δ2term (described in section H36.205(g)(1)(i)) may not exceed 2.0 EPNdB, for any combination of the following:

(iv) The helicopter not passing vertically above the measuring station.

(v) Any difference between the reference flight track and the actual test flight track; and

(vi) Detailed correction requirements prescribed in section H36.205 of this appendix.

(3) *Helicopter sound pressure levels within the 10 dB-down time interval must exceed the mean background sound pressure levels determined under section B36.3.9.11 by at least 3 dB in each one-third octave band, or must be corrected under an DGCA- approved method.*

(d) *Validity of results.*

(1) *The test results must produce three average EPNL values within the 90 percent confidence limits, each value consisting of the arithmetic average of the corrected noise measurements for all valid test runs at the takeoff, level flyovers, and approach conditions. The 90 percent confidence limit applies separately to takeoff, flyover, and approach.*

(2) *The minimum sample size acceptable for each takeoff, approach, and flyover certification measurements is six. The number of samples must be large enough to establish statistically for each of the three average noise certification levels a 90 percent confidence limit which does not exceed ±1.5 EPNdB. No test result may be omitted from the averaging process, unless otherwise specified by the DGCA.*

(3) *To comply with this appendix, a minimum of six takeoffs, six approaches, and six level flyovers is required. To be counted toward this requirement, each flight event must be validly recorded at all three noise measuring stations.*

(4) *The approved values of VHand Vyused in calculating test and reference conditions and flight profiles must be reported along with measured and corrected sound pressure levels.*

H36.113 Atmospheric Attenuation Of Sound

(a) *The values of the one-third octave band spectra measured during helicopter noise certification tests under this appendix must conform, or be corrected, to the reference conditions prescribed in section H36.3(a). Each correction must account for any differences in the atmospheric attenuation of sound between the test-day conditions and the reference-day conditions along the sound propagation path between the aircraft and the microphone. Unless the meteorological conditions are within the test window prescribed in this appendix, the test data are not acceptable.*

(b) Attenuation rates. The procedure for determining the atmospheric attenuation rates of sound with distance for each one-third octave bands must be determined in accordance with Society of Automotive Engineering (SAE) ARP 866A. The atmospheric attenuation equations are provided in both the International and English system of units in section A36.7 of this part.

(c) Correction for atmospheric attenuation.

(1) EPNL values calculated for measured data must be corrected whenever—

(i) The ambient atmospheric conditions of temperature and relative humidity do not conform to the reference conditions, 77 °F and 70%, respectively, or

(ii) The measured flight paths do not conform to the reference flight paths.

(iii) The temperature and relative humidity measured at 33 feet (10 meters) above the ground must be used to adjust for propagation path absorption.

(2) The mean attenuation rate over the complete sound propagation path from the aircraft to the microphone must be computed for each one-third octave band from 50 Hz to 10,000 Hz. These rates must be used in computing the corrections required in section H36.111(d) of this appendix.

Part C—Noise Evaluation And Calculation Under 36.803

H36.201 Noise Evaluation in EPNdB.

(a) Effective Perceived Noise Level (EPNL), in units of effective perceived noise decibels (EPNdB), shall be used for evaluating noise level values under 36.803 of this part. Except as provided in paragraph (b) of this section, the procedures in appendix A of Part 36 must be used for computing EPNL. appendix A includes requirements governing determination of noise values, including calculations of:

(1) Perceived noise levels;

(2) Corrections for spectral irregularities;

(3) Tone corrections;

(4) Duration corrections;

(5) Effective perceived noise levels; and

(6) Mathematical formulation of noy tables.

(b) Notwithstanding the provisions of section A36.4.3.1(a), for helicopter noise certification, corrections for spectral irregularities shall start with the corrected sound pressure level in the 50 Hz one-third octave band.

H36.203 Calculation Of Noise Levels

(a) To demonstrate compliance with the noise level limits of section H36.305, the noise values measured simultaneously at the three noise measuring points must be arithmetically averaged to obtain a single EPNdB value for each flight.

(b) The calculated noise level for each noise test series, i.e., takeoff, flyover, or approach must be the numerical average of at least six separate flight EPNdB values. The 90 percent confidence limit for all valid test runs under section H36.111(d) of this appendix applies separately to the EPNdB values for each noise test series.

H36.205 Detailed Data Correction Procedures

(a) General. If the test conditions do not conform to those prescribed as noise certification reference conditions under section H36.305 of this appendix, the following correction procedure shall apply:

(1) If there is any difference between measured test and reference conditions, an appropriate correction must be made to the EPNL calculated from the measured noise data. Conditions that can result in a different value include:

(i) Atmospheric absorption of sound under measured test conditions that are different from the reference test conditions; or

(ii) Measured flight path that is different from the reference flight path.

(2) The following correction procedures may produce one or more possible correction values which must be added algebraically to the calculated EPNL to bring it to reference conditions:

(i) *The flight profiles must be determined for both reference and test conditions. The procedures require noise and flight path recording with a synchronized time signal from which the test profile can be delineated, including the aircraft position for which PNLTM is observed at the noise measuring station. For takeoff, the flight profile corrected to reference conditions may be derived from DGCA approved manufacturer's data.*

(ii) *The sound propagation paths to the microphone from the aircraft position corresponding to PNLTM must be determined for both the test and reference profiles. The SPL values in the spectrum of PNLTM must then be corrected for the effects of—*

(A) Change in atmospheric sound absorption;

(B) Atmospheric sound absorption on the linear difference between the two sound path lengths; and

(C) Inverse square law on the difference in sound propagation path length. The corrected values of SPL must then be converted to a reference condition PNLTM value from which PNLTM must be subtracted. The resulting difference represents the correction which must be added algebraically to the EPNL calculated from the measured data.

(iii) *As observed at the noise measuring station, the measured PNLTM distance is different from the reference PNLTM distance and therefore the ratio must be calculated and used to determine a noise duration correction factor. Effective perceived noise level, EPNL, is determined by the algebraic sum of the maximum tone corrected perceived noise level (PNLTM) and the duration correction factor.*

(iv) *For aircraft flyover, alternative source noise corrections require DGCA approval and must be determined and adjusted to account for noise level changes caused by the differences between measured test conditions and reference conditions.*

(b) Takeoff profiles.

(1) Figure H1 illustrates a typical takeoff profile, including reference conditions.

(i) The reference takeoff flight path is described in section H36.3(c).

(ii) The test parameters are functions of the helicopter's performance and weight and the atmospheric conditions of temperature, pressure, wind velocity and direction.

For the actual takeoff, the helicopter approaches position C in level flight at 65 feet (20 meters) above ground level at the flight track noise measuring station and ateither Vy±5 knots or the lowest approved speed for the climb after takeoff, whichever speed is greater.

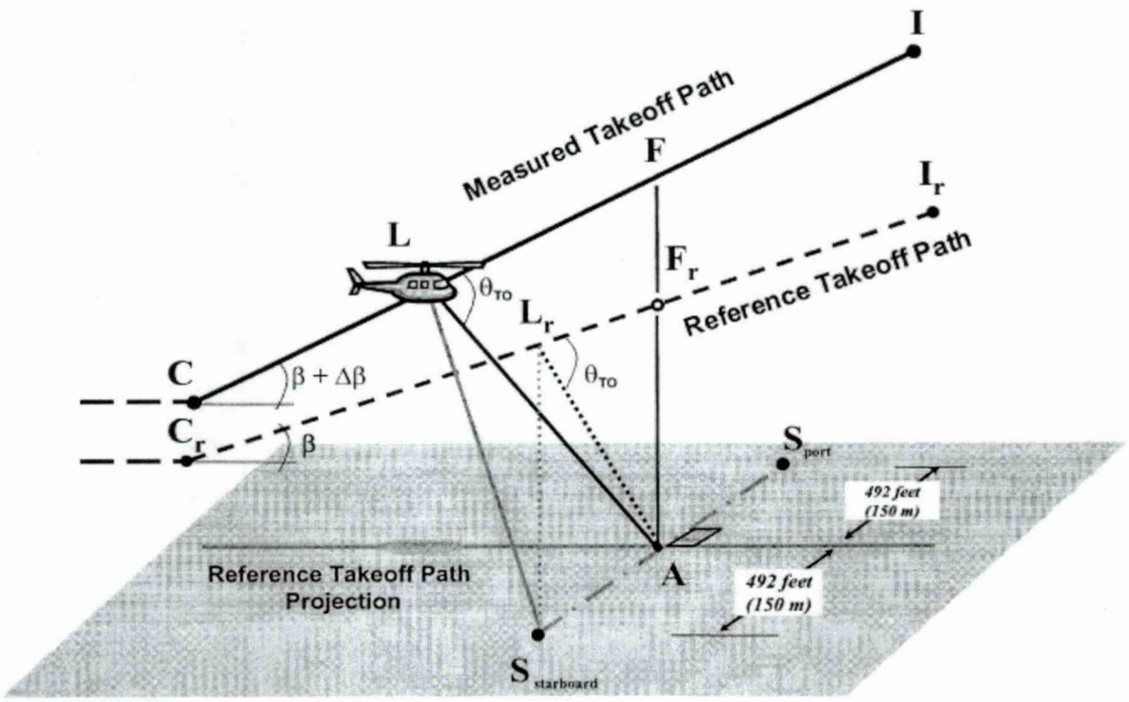


Figure H1.
Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles

(2) Figure H1 illustrates the significant geometrical relationships influencing sound propagation. Position L represents the helicopter location on the measured takeoff path from which PNLTM is observed at station A, and Lris the corresponding position on the reference sound propagation path. Propagation paths AL and ALrboth form the same angle Θ (theta) relative to their respective flight paths.

(b) Level flyover profiles.

(1) The noise type certification level flyover profile is shown in Figure H2.

Airspeed must be stabilized within ±5 knots of the reference airspeed determined using the procedures in section H36.3(d). The number of level flights made with a headwind component must be equal to the number of level flights made with a tailwind component.

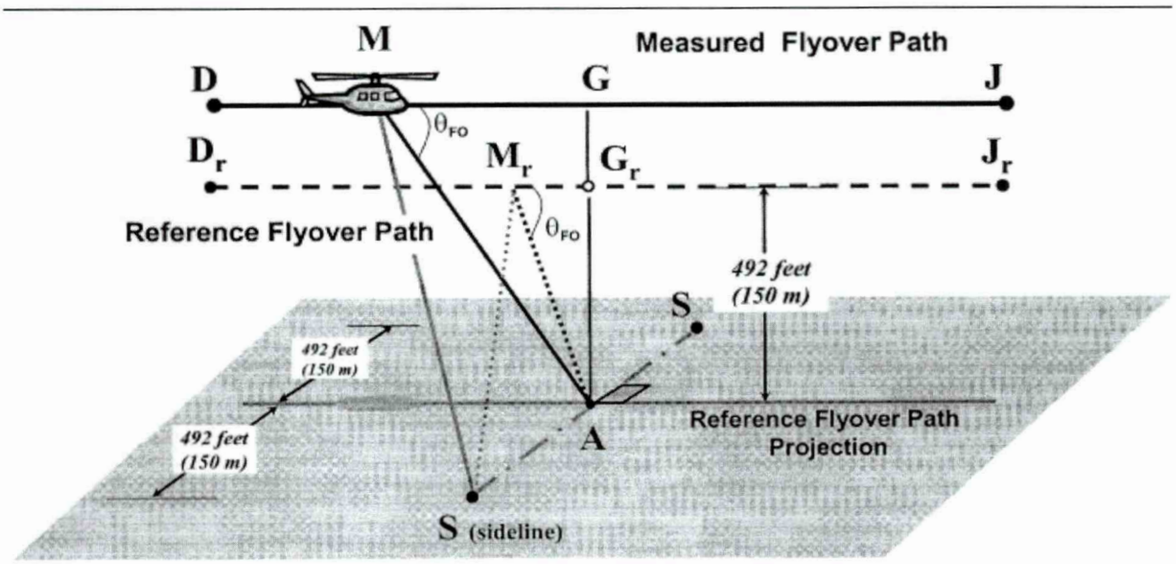


Figure H2.
Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles

(2) Figure H2 illustrates comparative flyover profiles when test conditions do not conform to prescribed reference conditions. The position of the helicopter shall be recorded for a distance (DJ) sufficient to ensure recording of the entire interval during which the measured helicopter noise level is within 10 dB of PNLTM, as required. The flyover profile is defined by the height AG which is a function of the operating conditions controlled by the pilot. Position M represents the helicopter location on the measured flyover flight path for which PNLTM is observed at station A, and Mris the corresponding position on the reference flight path.

(c) Approach profiles.

(1) Figure H3 illustrates a typical approach profile, including reference conditions.

(2) The helicopter approaches position H along a 6° (±0.5°) average approach slope throughout the 10dB-down time interval. Deviation from the 6° average approach slope must be approved by the DGCA before testing.

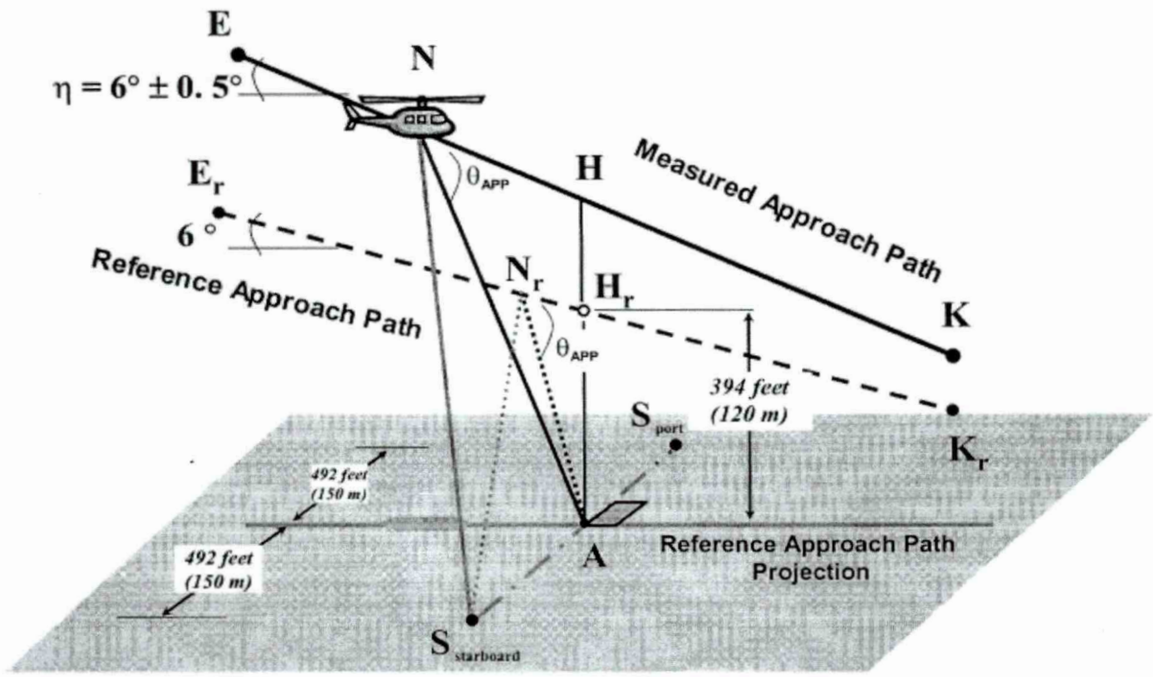


Figure H3.
Comparison of Measured and Reference Approach Profiles

(3) Figure H3 illustrates portions of the measured and reference approach flight paths including the significant geometrical relationships influencing sound propagation. The measured approach path is represented by segment EK with an approach allowable angle Θ. Reference positions, Erand Kr, define an idealized reference approach angle of 6°. Position N represents the helicopter location on the measured approach flight path for which PNLTM is observed at measuring station A, and Nris the corresponding position on the reference approach flight path. The measured and reference noise propagation paths are AN and ANr, respectively, both of which form the same angle, ΘAPP,

corresponding to PNLTM relative to their approach flight paths.

(d) Correction of noise at source during level flyover.

(1) For level overflight, if any combination of the following three factors, airspeed deviations from reference, rotor speed deviations from reference, and temperature deviations from reference, results in a noise correlating parameter whose value deviates from the reference value of this parameter, then source noise adjustments must be determined from the manufacturer's data that is approved by the DGCA.

(2) Off-reference tip Mach number adjustments must be based upon a sensitivity curve of PNLTM versus advancing blade tip Mach number, deduced from overflights performed at different airspeeds surrounding the reference airspeed. If the test aircraft is unable to attain the reference value, then an extrapolation of the sensitivity curve is permitted if data cover at least a range of 0.03 Mach units. The advancing blade tip Mach number must be computed using true airspeed, onboard outside air temperature, and rotor speed. A separate PNLTM versus advancing blade tip Mach number function must be derived for each of the three certification microphone locations, i.e. , centerline, sideline left, and sideline right. Sideline left and right are defined relative to the direction of flight for each run. PNLTM adjustments are to be applied to each microphone datum using the appropriate PNLTM function.

(e) PNLT corrections. If the measured ambient atmospheric conditions of temperature and relative humidity differ from those prescribed as reference conditions under this appendix (77 degrees F and 70 percent, respectively), corrections to the EPNL values must be calculated from the measured data under paragraph (a) of this section as follows:

(1) *Takeoff flight path. For the takeoff flight path shown in Figure H1, the spectrum of PNLTM observed at station A for the aircraft at position L is decomposed into its individual SPL(i) values.*

(i) Step 1. A set of corrected values are then computed as follows:

SPL(i)r= SPL(i) + C [a(i) −a(i)o]AL + C a(i)o(AL − ALr) + 20 log (AL/ALr)

where SPL(i) and SPL(i)rare the measured and corrected sound pressure levels, respectively, in the i -th one-third octave band. The first correction term adjusts for the effect of change in atmospheric sound absorption where a(i) and a(i) are the sound attenuation coefficients for the test and reference atmospheric conditions, respectively, for the i -th one-third octave band, and AL is the measured takeoff sound propagation path. The conversion factor constant, C , is 0.001 for English System of Units and is 0.01 for International System of Units. The second correction term adjusts for the effects of atmospheric attenuation due to the difference in the sound propagation path length where ALris the Reference takeoff sound propagation path. The third correction term, known as the "inverse square" law, adjusts for the effect of the difference in the sound propagation path lengths.

(ii) Step 2. The corrected values of the SPL(i)rare then converted to reference condition PNLT and a correction term calculated as follows:

Δ1= PNLT − PNLTM

which represents the correction to be added algebraically to the EPNL calculated from the measured data.

(2) *Level flyover flight path.*

(i) The procedure described in paragraph (f)(1) of this section for takeoff paths is also used for the level flyover paths, with the values of SPL(i)rrelating to the flyover sound propagation paths shown in Figure H2 as follows:

SPL(i)r= SPL(i) + C [a(i) −a(i)o]AM + C a(i)o(AM − AMr) + 20 log (AM/AMr)

where the lines AM and AMrare the measured and reference level flyover sound propagation paths, respectively.

(ii) The remainder of the procedure is the same for the flyover condition as that prescribed in the paragraph (f)(1)(ii) of this section regarding takeoff flight path.

(3) *Approach flight path.*

(i) The procedure described in paragraph (f)(1) of this section for takeoff paths is also used for the approach paths, with the values of SPL(i) relating to the approach sound propagation paths shown in Figure H3 as follows:

$$SPL(i)r = SPL(i) + C\,[a(i) - a(i)o]AN + C\,a(i)o(AN - ANr) + 20 \log (AN/ANr)$$

where the lines AN and ANrare the measured and reference approach sound propagation paths, respectively.

(ii) The remainder of the procedure is the same for the approach condition as that prescribed in the paragraph (f)(1)(ii) of this section regarding takeoff flight path.

(4) *Sideline microphones.*

(i) *The procedure prescribed in paragraph (f)(1) of this section for takeoff paths is also used for the propagation to the sideline locations, with the values of SPL(i) relating as follows to the measured sideline sound propagation path shown in Figure H3 as follows:*

$$SPL(i)r = SPL(i) + C\,[a(i) - a(i)o]SX + C\,a(i)o(SX - SXr) + 20 \log (SX/SXr)$$

where S is the sideline measuring station and, based upon the flight condition, the helicopter positions, X and Xr, correspond to:

X = L, and Xr= Lrfor takeoff X = M, and Xr= Mrfor flyover

X = N, and Xr= Nrfor approach

(ii) *The remainder of the procedure is the same for the sideline paths as that prescribed in the paragraph (f)(1)(ii) of this section regarding takeoff flight paths.*

(f) Duration corrections.

(1) If the measured takeoff and approach flight paths do not conform to those prescribed as the corrected and reference flight paths, respectively, under section A36.5(d)(2) it will be necessary to apply duration corrections to the EPNL values calculated from the measured data. Such corrections must be calculated as follows:

(i) Takeoff flight path. For the takeoff path shown in Figure H1, the correction term is calculated using the formula—

$$\Delta 2 = -7.5 \log (AL/ALr) + 10 \log (V/Vr)$$

which represents the correction that must be added algebraically to the EPNL calculated from the measured data. The lengths AL and ALrare the measured and reference takeoff distances from the noise measuring station A to the measured and the reference takeoff paths, respectively. A negative sign indicates that, for the particular case of a duration correction, the EPNL calculated from the measured data must be reduced if the measured takeoff path is at greater altitude than the reference takeoff path.

(ii) Level flyover flight paths. For the level flyover flight path, the correction term is calculated using the formula—

$$\Delta 2 = -7.5 \log (AM/AMr) + 10 \log (V/Vr)$$

where AM is the measured flyover distance from the noise measuring station A to the measured flyover path, and AMris the reference distance from station A to the reference flyover path.

(iii) Approach flight path. For the approach path shown in Figure H3, the correction term is calculated using the formula—

$$\Delta 2 = -7.5 \log (AN/ANr) + 10 \log (V/Vr)$$

where AN is the measured approach distance from the noise measuring station A to the measured approach path, and ANris the reference distance from station A to the reference approach path.

(iv) Sideline microphones. For the sideline flight path, the correction term is calculated using the formula—

$$\Delta 2 = -7.5 \log (SX/SXr) + 10 \log (V/Vr)$$

where S is the sideline measuring station and based upon the flight condition, the helicopter positions, X and Xr, correspond to:

X = L, and Xr= Lrfor takeoff X = M, and Xr= Mrfor lyover

X = N, and Xr= Nrfor approach

(2) The adjustment procedure described in this section shall apply to the sideline microphones in the take-off, overflight, and approach cases. Although the noise emission is strongly dependent on the directivity pattern, variable from one helicopter type to another, the propagation angle Θ shall be the same for test and reference flight paths. The elevation angle ψ shall not be constrained but must be determined and reported. The certification authority shall specify the acceptable limitations on ψ. Corrections to data obtained when these limits are exceeded shall be applied using DGCA approved procedures.

Part D Noise Limits Under 36.805

H36.301 Noise Measurement, Evaluation, And Calculation

Compliance with this part of this appendix must be shown with noise levels measured, evaluated, and calculated as prescribed under Parts B and C of this appendix.

H36.303 [Reserved]

H36.305 Noise Levels

(a) Limits. For compliance with this appendix, it must be shown by flight test that the calculated noise levels of the helicopter, at the measuring points described in section H36.305(a) of this appendix, do not exceed the following, with appropriate interpolation between weights:

(1) Stage 1 noise limits for acoustical changes for helicopters are as follows:

(i) For takeoff, flyover, and approach calculated noise levels, the noise levels of each Stage 1 helicopter that exceed the Stage 2 noise limits plus 2 EPNdB may not, after a change in type design, exceed the noise levels created prior to the change in type design.

(ii) For takeoff, flyover, and approach calculated noise levels, the noise levels of each Stage 1 helicopter that do not exceed the Stage 2 noise limits plus 2 EPNdB may not, after the change in type design, exceed the Stage 2 noise limits plus 2 EPNdB.

(2) Stage 2 noise limits are as follows:

(i) For takeoff calculated noise levels —109 EPNdB for maximum takeoff weights of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, reduced by 3.01 EPNdB per halving of the weight down to 89 EPNdB, after which the limit is constant.

(ii) For flyover calculated noise levels —108 EPNdB for maximum weights of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, reduced by 3.01 EPNdB per halving of the weight down to 88 EPNdB, after which the limit is constant.

(iii) For approach calculated nois0 EPNdB for maximum weights of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, reduced by 3.01 EPNdB per halving of the weight down to 90 EPNdB, after which the limit is constant.

(3) Stage 3 noise limits are as follows:

(i) For takeoff—For a helicopter having a maximum certificated takeoff weight of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, the noise limit is 106 EPNdB, which decreases linearly with the logarithm of the helicopter weight (mass) at a rate of 3.0 EPNdB per halving of the weight (mass) down to 86 EPNdB, after which the limit is constant.

(ii) For flyover—For a helicopter having a maximum certificated takeoff weight of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, the noise limit is 104 EPNdB, which decreases linearly with the logarithm of the helicopter weight (mass) at a rate of 3.0 EPNdB per halving of the weight (mass) down to 84 EPNdB, after which the limit is constant.

(iii) For approach—For a helicopter having a maximum certificated takeoff weight of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, the noise limit is 109 EPNdB, which decreases linearly with the logarithm of the helicopter weight (mass) at a rate of 3.0 EPNdB per halving of the weight (mass) down to 89 EPNdB, after which the limit is constant.

(iv) e levels —11

(b) Tradeoffs. Except to the extent limited under §36.11(b) of this part, the noise limits prescribed in paragraph (a) of this section may be exceeded by one or two of the takeoff, flyover, or approach calculated noise levels determined under section H36.203 of this appendix if

(4) The sum of the exceedances is not greater than 4 EPNdB;

(5) No exceedance is greater than 3 EPNdB; and

(6) The exceedances are completely offset by reduction in the other required calculated noise levels.

APPENDIX J - ALTERNATIVE NOISE CERTIFICATION PROCEDURE FOR HELICOPTERS UNDER SUBPART H HAVING A MAXIMUM CERTIFICATED TAKEOFF WEIGHT OF NOT MORE THAN 7,000 POUNDS

Part A Reference Conditions

J36.1 General

This appendix prescribes the alternative noise certification requirements identified under 36.1 of this part and subpart H of this part for helicopters in the primary, normal, transport, and restricted categories having maximum certificated takeoff weight of not more than 7,000 pounds including:

(a) The conditions under which an alternative noise certification test under subpart H of this part must be conducted and the alternative measurement procedure that must be used under 36.801 of this part to measure the helicopter noise during the test;

(b) The alternative procedures which must be used under 36.803 of this part to correct the measured data to the reference conditions and to calculate the noise evaluation quantity designated as Sound Exposure Level (SEL); and

(c) The noise limits for which compliance must be shown under 36.805 of this part.

J36.3 Reference Test Conditions

(a) Meteorological conditions. The following are the noise certification reference atmospheric conditions which shall be assumed to exist from the surface to the helicopter altitude:

(1) Constant pressure of 2116 pounds per square foot (76 centimeters mercury);

(2) Constant ambient temperature of 77 degrees Fahrenheit (25 degrees Celsius);

(3) Constant relative humidity of 70 percent; and

(4) Zero wind.

(b) Reference test site. The reference test site is flat and without line-of-sight obstructions across the flight path that encompasses the 10 dB down points of the A- weighted time history.

(c) Level flyover reference profile. The reference flyover profile is a level flight, 492 feet (150 meters) above ground level as measured at the noise measuring station. The reference flyover profile has a linear flight track and passes directly over the noise monitoring station. Airspeed is stabilized at 0.9VH; 0.9VNE; 0.45VH+ 65 kts (120 km/h); or 0.45VNE+ 65 kts (120 km/h), whichever of the four airspeeds is least, and maintained throughout the measured portion of the flyover. Rotor speed is stabilized at the maximum normal operating RPM throughout the 10 dB-down time interval.

(1) For noise certification purposes, VHis defined as the airspeed in level flight obtained using the minimum specification engine power corresponding to maximum continuous power available for sea level pressure of 2,116 psf (1,013.25 hPa) at 77°F (25 °C) ambient conditions at the relevant maximum certificated weight. The value of VHand VNEused for noise certification must be included in the Flight Manual.

(2) VNEis the never-exceed airspeed.

(d) The weight of the helicopter shall be the maximum takeoff weight at which noise certification is requested.

J36.5 [Reserved]

Part B Noise Measurement Procedure Under 36.801

J36.101 Noise Certification Test And Measurement Conditions

(a) General. This section prescribes the conditions under which helicopter noise certification tests must be conducted and the measurement procedures that must be used to measure helicopter noise during each test.

(b) Test site requirements.

(1) The noise measuring station must be surrounded by terrain having no excessive sound absorption characteristics, such as might be caused by thick, matted, or tall grass, shrubs, or wooded areas.

(2) During the period when the flyover noise measurement is within 10 dB of the maximum A-weighted sound level, no obstruction that significantly influences the sound field from the helicopter may exist within a conical space above the noise measuring position (the point on the ground vertically below the microphone), the cone is defined by an axis normal to the ground and by half-angle 80 degrees from this axis.

(c) Weather restrictions. The test must be conducted under the following atmospheric conditions:

(1) No rain or other precipitation;

(2) Ambient air temperature between 36 degrees and 95 degrees Fahrenheit (2 degrees and 35 degrees Celsius), inclusively, and relative humidity between 20 percent and 95 percent inclusively, except that testing may not take place where combinations of temperature and relative humidity result in a rate of atmospheric attenuation greater than 10 dB per 100 meters (30.5 dB per 1000 ft) in the one-third octave band centered at 8 kiloHertz.

(3) Wind velocity that does not exceed 10 knots (19 km/h) and a crosswind component that does not exceed 5 knots (9 km/h). The wind shall be determined using a continuous averaging process of no greater than 30 seconds;

(4) Measurements of ambient temperature, relative humidity, wind speed, and wind direction must be made between 4 feet (1.2 meters) and 33 feet (10 meters) above the ground. Unless otherwise approved by the DGCA, ambient temperature and relative humidity must be measured at the same height above the ground.

(5) No anomalous wind conditions (including turbulence) or other anomalous meteorological conditions that will significantly affect the noise level of the helicopter when the noise is recorded at the noise measuring station; and

(6) If the measurement site is within 6560 feet (2,000 meters) of a fixed

meteorological station (such as those found at airports or other facilities) the weather measurements reported for temperature, relative humidity and wind velocity may be used, if approved by the DGCA.

(d) Helicopter testing procedures.

(1) The helicopter testing procedures and noise measurements must be conducted and processed in a manner which yields the noise evaluation measure designated Sound Exposure Level (SEL) as defined in section J36.109(b) of this appendix.

(2) The helicopter height relative to the noise measurement point sufficient to make corrections required under section J36.205 of this appendix must be determined by an DGCA-approved method that is independent of cockpit flight instrumentation, such as laser trajectography.

(3) If an applicant demonstrates that the design characteristics of the helicopter would prevent flight from being conducted in accordance with the reference test conditions prescribed under section J36.3 of this appendix, then with DGCA approval, the reference test conditions used under this appendix may vary from the standard reference test conditions, but only to the extent demanded by those design characteristics which make compliance with the reference test conditions impossible.

J36.103 [Reserved]

J36.105 Flyover Test Conditions

(a) This section prescribes the flight test conditions and allowable random deviations for flyover noise tests conducted under this appendix.

(b) A test series must consist of at least six flights. The number of level flights made with a headwind component must be equal to the number of level flights made with a tailwind component over the noise measurement station:

(1) In level flight and in cruise configuration;

(2) At a height of 492 feet ±50 feet (150 ±15 meters) above the ground level at the noise measuring station; and

(3) Within ±10 degrees from the zenith.

(c) Each flyover noise test must be conducted:

(1) At the reference airspeed specified in section J36.3(c) of this appendix, with such airspeed adjusted as necessary to produce the same advancing blade tip Mach number as associated with the reference conditions;

(i) Advancing blade tip Mach number (M_{ATR}) is defined as the ratio of the arithmetic sum of blade tip rotational speed (V_R) and the helicopter true air speed (V_T) over the speed of sound (c) at 77 degrees Fahrenheit (1135.6 ft/sec or 346.13 m/sec) such that $M_{ATR}=(V_R+V_T)/c$; and

(ii) The airspeed shall not vary from the adjusted reference airspeed by more than ±3 knots (±5 km/hr) or an equivalent DGCA-approved variation from the reference advancing blade tip Mach number. The adjusted reference airspeed shall be maintained throughout the measured portion of the flyover.

(2) At rotor speed stabilized at the power on maximum normal operating rotor RPM (±1 percent); and

(3) With the power stabilized during the period when the measured helicopter noise level is within 10 dB of the maximum A-weighted sound level (L_{ASmax}).

(d) The helicopter test weight for each flyover test must be within plus 5 percent or minus 10 percent of the maximum takeoff weight for which certification under this part is requested.

(e) The requirements of paragraph (b)(2) of this section notwithstanding, flyovers at an DGCA-approved lower height may be used and the results adjusted to the reference measurement point by an DGCA-approved method if the ambient noise in the test area, measured in accordance with the requirements prescribed in section J36.109 of this appendix, is found to be within 15 dB(A) of the maximum A-weighted helicopter noise level (L_{ASmax}) measured at the noise measurement station in accordance with section J36.109 of this appendix.

J36.107 [Reserved]

J36.109 Measurement Of Helicopter Noise Received On The Ground

(a) General.

(1) The helicopter noise measured under this appendix for noise certification purposes must be obtained with DGCA-approved acoustical equipment and measurement practices.

(2) Paragraph (b) of this section identifies and prescribes the specifications for the noise evaluation measurements required under this appendix. Paragraphs (c) and (d) of this section prescribe the required acoustical equipment specifications. Paragraphs (e) and (f) of this section prescribe the calibration and measurement procedures required under this appendix.

(b) Noise unit definition.

(3) The value of sound exposure level (SEL, or as denoted by symbol, L_{AE}), is defined as the level, in decibels, of the time integral of squared 'A'-weighted sound pressure (P_A) over a given time period or event, with reference to the square of the standard reference sound pressure (P_O) of 20 micropascals and a reference duration of one second.

(4) This unit is defined by the expression:

$$L_{AE} = 10\ Log_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt\ dB$$

Where T_O is the reference integration time of one second and (t_2-t_1) is the integration time interval.

(5) The integral equation of paragraph (b)(2) of this section can also be expressed as:

$$L_{AE} = 10\ Log_{10} \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0.1 L_A(t)} dt\ dB$$

Where LA(t) is the time varying A-weighted sound level.

(6) *The integration time (t_2-t_1) in practice shall not be less than the time interval during which LA(t) first rises to within 10 dB(A) of its maximum value (L_{ASmax}) and last falls below 10 dB(A) of its maximum value.*

(7) *The SEL may be approximated by the following expression:*

$L_{AE}=L_{ASmax}+ <delta> A$

where <delta> A is the duration allowance given by:

<delta> A=10 log10(T)

where $T=(t_2-t_1)/2$ and L_{ASmax} is defined as the maximum level, in decibels, of the A- weighted sound pressure (slow response) with reference to the square of the standard reference sound pressure (P_0).

(c) *Measurement system. The acoustical measurement system must consist of DGCA-approved equipment equivalent to the following:*

(1) *A microphone system with frequency response that is compatible with the measurement and analysis system accuracy prescribed in paragraph (d) of this section;*

(2) *Tripods or similar microphone mountings that minimize interference with the sound energy being measured;*

(3) *Recording and reproducing equipment with characteristics, frequency response, and dynamic range that are compatible with the response and accuracy requirements of paragraph (d) of this section; and*

(4) *The calibration and checking of measurement systems must use the procedures described in Section A36.3.9.*

(d) *Sensing, recording, and reproducing equipment.*

(1) *The noise levels measured from helicopter flyovers under this appendix may be determined directly by an integrating sound level meter, or the A-weighted sound level time history may be written onto a graphic level recorder set at "slow" response from which the SEL value may be determined. With the approval of the DGCA, the*

noise signal may be tape recorded for subsequent analysis.

(i) The SEL values from each flyover test may be directly determined from an integrating sound level meter complying with the Standards of the International Electrotechnical Commission (IEC) Publication No. 804, "Integrating-averaging Sound Level Meters," for a Type 1 instrument set at "slow" response.

(ii) The acoustic signal from the helicopter, along with the calibration signals specified under paragraph (e) of this section and the background noise signal required under paragraph (f) of this section may be recorded on a magnetic tape recorder for subsequent analysis by an integrating sound level meter identified in paragraph (d)(1)(i) of this section. The record/playback system (including the audio tape) of the tape recorder must conform to the requirements prescribed in section A36.3.6 of appendix A of this part. The tape recorder shall comply with specifications of IEC Publication No. 561, "Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification,".

(iii) The characteristics of the complete system shall comply with the recommendations given in IEC Publication No. 651, "Sound Level Meters," with regard to the specifications concerning microphone, amplifier, and indicating instrument characteristics.

(iv) The response of the complete system to a sensibly plane progressive wave of constant amplitude shall lie within the tolerance limits specified in Table IV and Table V for Type 1 instruments in IEC Publication No. 651, "Sound Level Meters," for weighting curve "A" over the frequency range of 45 Hz to 11500 Hz.

(v) A windscreen must be used with the microphone during each measurement of the helicopter flyover noise. Correction for any insertion loss produced by the windscreen, as a function of the frequency of the acoustic calibration required under paragraph (e) of this section, must be applied to the measured data and any correction applied must be reported.

(e) Calibrations.

(1) If the helicopter acoustic signal is tape recorded for subsequent

analysis, the measuring system and components of the recording system must be calibrated as prescribed under section A36.3.6 of appendix A of this part.

(2) If the helicopter acoustic signal is directly measured by an integrating sound level meter:

(i) The overall sensitivity of the measuring system shall be checked before and after the series of flyover tests and at intervals (not exceeding one-hour duration) during the flyover tests using an acoustic calibrator using sine wave noise generating a known sound pressure level at a known frequency.

(ii) The performance of equipment in the system will be considered satisfactory if, during each day's testing, the variation in the calibration value does not exceed 0.5 dB. The SEL data collected during the flyover tests shall be adjusted to account for any variation in the calibration value.

(iii) A performance calibration analysis of each piece of calibration equipment, including acoustic calibrators, reference microphones, and voltage insertion devices, must have been made during the six calendar months proceeding the beginning of the helicopter flyover series. Each calibration shall be traceable to the National Institute of Standards and Technology.

(f) Noise measurement procedures.

(1) The microphone shall be of the pressure-sensitive capacitive type designed for nearly uniform grazing incidence response. The microphone shall be mounted with the center of the sensing element 4 feet (1.2 meters) above the local ground surface and shall be oriented for grazing incidence such that the sensing element, the diaphragm, is substantially in the plane defined by the nominal flight path of the helicopter and the noise measurement station.

(2) If a tape recorder is used, the frequency response of the electrical system must be determined at a level within 10 dB of the full-scale reading used during the test, utilizing pink or pseudorandom noise.

(3) The ambient noise, including both acoustical background and electrical noise of the measurement systems shall be determined in the test area and the system gain set at levels which will be used for helicopter noise measurements. If helicopter sound levels do

not exceed the background sound levels by at least 15 dB(A), flyovers at an DGCA-approved lower height may be used and the results adjusted to the reference measurement point by an DGCA-approved method.

(4) If an integrating sound level meter is used to measure the helicopter noise, the instrument operator shall monitor the continuous A-weighted (slow response) noise levels throughout each flyover to ensure that the SEL integration process includes, at minimum, all of the noise signal between the maximum A-weighted sound level (LAMAX) and the 10 dB down points in the flyover time history. The instrument operator shall note the actual db(A) levels at the start and stop of the SEL integration interval and document these levels along with the value of LAMAX and the integration interval (in seconds) for inclusion in the noise data submitted as part of the reporting requirements under section J36.111(b) of this appendix.

J36.111 Reporting Requirements.

(a) General. Data representing physical measurements, and corrections to measured data, including corrections to measurements for equipment response deviations, must be recorded in permanent form and appended to the record. Each correction is subject to DGCA approval.

(b) Data reporting. After the completion of the test the following data must be included in the test report furnished to the DGCA:

(1) Measured and corrected sound levels obtained with equipment conforming to the standards prescribed in section J36.109 of this appendix;

(2) The type of equipment used for measurement and analysis of all acoustic, aircraft performance and flight path, and meteorological data;

(3) The atmospheric environmental data required to demonstrate compliance with this appendix, measured throughout the test period;

(4) Conditions of local topography, ground cover, or events which may interfere with the sound recording;

(5) The following helicopter information:

(i) Type, model, and serial numbers, if any, of helicopter, engine(s)

and rotor(s);

(ii) Gross dimensions of helicopter, location of engines, rotors, type of antitorque system, number of blades for each rotor, and reference operating conditions for each engine and rotor;

(iii) Any modifications of non-standard equipment likely to affect the noise characteristics of the helicopter;

(iv) Maximum takeoff weight for which certification under this appendix is requested;

(v) Aircraft configuration, including landing gear positions;

(vi) VH or V_{NE} (whichever is less) and the adjusted reference airspeed;

(vii) Aircraft gross weight for each test run;

(viii) Indicated and true airspeed for each test run;

(ix) Ground speed, if measured, for each run;

(x) Helicopter engine performance as determined from aircraft instruments and manufacturer's data; and

(xi) Aircraft flight path above ground level, referenced to the elevation of the noise measurement station, in feet, determined by an DGCA-approved method which is independent of normal flight instrumentation, such as radar tracking, theodolite triangulation, laser trajectography, or photo scaling techniques; and

(6) Helicopter position and performance data required to make the adjustments prescribed under section J36.205 of this appendix and to demonstrate compliance with the performance and position restrictions prescribed under section J36.105 of this appendix must be recorded at an DGCA-approved sampling rate.

J36.113 [Reserved]

Part C Noise Evaluation and Calculations Under 36.803

J36.201 Noise Evaluation in SEL

The noise evaluation measure shall be the sound exposure level (SEL) in units of dB(A) as prescribed under section J36.109(b) of this appendix. The SEL value for each flyover may be directly determined by use of an integrating sound level meter. Specifications for the integrating sound level

meter and requirements governing the use of such instrumentation are prescribed under section J36.109 of this appendix.

J36.203 Calculation of Noise Levels.

(a) To demonstrate compliance with the noise level limits specified under section J36.305 of this appendix, the SEL noise levels from each valid flyover, corrected as necessary to reference conditions under section J36.205 of this appendix, must be arithmetically averaged to obtain a single SEL dB(A) mean value for the flyover series. No individual flyover run may be omitted from the averaging process, unless otherwise specified or approved by the DGCA.

(b) The minimum sample size acceptable for the helicopter flyover certification measurements is six. The number of samples must be large enough to establish statistically a 90 percent confidence limit that does not exceed ±1.5 dB(A).

(c) All data used and calculations performed under this section, including the calculated 90 percent confidence limits, must be documented and provided under the reporting requirements of section J36.111 of this appendix.

J36.205 Detailed Data Correction Procedures.

(a) When certification test conditions measured under part B of this appendix differ from the reference test conditions prescribed under section J36.3 of this appendix, appropriate adjustments shall be made to the measured noise data in accordance with the methods set out in paragraphs (b) and (c) of this section. At minimum, appropriate adjustments shall be made for off-reference altitude and for the difference between reference airspeed and adjusted reference airspeed.

(b) The adjustment for off-reference altitude may be approximated from:

<delta>$J1=12.5 \log_{10}(HT/492)$ dB;

where <delta>J_1 is the quantity in decibels that must be algebraically added to the measured SEL noise level to correct for an off-reference flight path, HT is the height, in feet, of the test helicopter when directly over the

noise measurement point, and the constant (12.5) accounts for the effects on spherical spreading and duration from the off-reference altitude.

(c) The adjustment for the difference between reference airspeed and adjusted reference airspeed is calculated from:

<delta>J_3=10 $\log_{10}(V_{RA}/V_R)$ dB;

Where <delta>J_3 is the quantity in decibels that must be algebraically added to the measured SEL noise level to correct for the influence of the adjustment of the reference airspeed on the duration of the measured flyover event as perceived at the noise measurement station, VR is the reference airspeed as prescribed under section J36.3.(c) of this appendix, and V_{RA} is the adjusted reference airspeed as prescribed under section J36.105(c) of this appendix.

(d) No correction for source noise during the flyover other than the variation of source noise accounted for by the adjustment of the reference airspeed prescribed for under section J36.105(c) of this appendix need be applied.

(e) No correction for the difference between the reference ground speed and the actual ground speed need be applied.

(f) No correction for off-reference atmospheric attenuation need be applied.

(g) The SEL adjustments must be less than 2.0 dB(A) for differences between test and reference flight procedures prescribed under section J36.105 of this appendix unless a larger adjustment value is approved by the DGCA.

(h) All data used and calculations performed under this section must be documented and provided under the reporting requirements specified under section J36.111 of this appendix.

Part D Noise Limits Procedure Under 36.805

J36.301 Noise Measurement, Evaluation, and Calculation.

Compliance with this part of this appendix must be shown with noise levels measured, evaluated, and calculated as prescribed under parts B and C of this appendix.

J36.303 [Reserved]

J36.305 Noise Limits.

For compliance with this appendix, the calculated noise levels of the helicopter, at the measuring point described in section J36.101 of this appendix, must be shown to not exceed the following (with appropriate interpolation between weights):

(a) For primary, normal, transport, and restricted category helicopters having a maximum certificated takeoff weight of not more than 7,000 pounds that are noise tested under this appendix:

(1) The Stage 2 noise limit is 82 decibels SEL for helicopters up to 1,737 pounds maximum certificated takeoff weight at which the noise certification is requested, and increasing at a rate of 3.0 decibels per doubling of weight thereafter. The limit may be calculated by the equation:

$L_{AE}(limit) = 82 + 3.0\ [\log_{10}(MTOW/1737)/\log_{10}(2)]\ dB,$

where MTOW is the maximum takeoff weight, in pounds, for which certification under this appendix is requested.

(2) Stage 3 noise limit is constant at 82 decibels SEL for helicopters up to 3,125 pounds (1,417 kg) maximum certificated takeoff weight (mass) and increases linearly with the logarithm of the helicopter weight at a rate of 3.0 decibels SEL per the doubling of weight thereafter. The limit may be calculated using the equation:

$L_{AE}(limit) = 82 + 3.0\ [\log10(MTOW/3125)/\log10(2)]\ dB,$

where MTOW is the maximum takeoff weight, in pounds.

(b) The procedures required in this amendment shall be done in accordance with the International Electro technical Commission IEC Publication No. 804, entitled "Integrating-averaging Sound Level Meters," First Edition,

dated 1985. Copies may be obtained from :

(1) Bureau Central de la Commision Electro technique Intenationale, 1, rue de Varembe, Geneva, Switzerland

(2) The American National Standard Institute , 1430 Broadway, New York City, New York 10018, or at the National Archives and Records Administration (NARA)

APPENDIX K - NOISE REQUIREMENTS FOR TILTROTORS UNDER SUBPART K

K36.1 General

This appendix prescribes noise limits and procedures for measuring noise and adjusting the data to standard conditions for Tiltrotors as specified in Sec 36.1 of this part.

K36.2 Noise Evaluation Measure

The noise evaluation measure is the effective perceived noise level in EPNdB, to be calculated in accordance with section A36.4 of Appendix A to this part, except corrections for spectral irregularities must be determined using the 50 Hz sound pressure level found in section H36.201 of Appendix H to this part.

K36.3 Noise Measurement Reference Points

The following noise reference points must be used when demonstrating Tiltrotors compliance with section K36.6 (Noise Certification Reference Procedures) and section K36.7 (Test Procedures) of this appendix:

(a) Takeoff reference noise measurement points — As shown in Figure K1 below:

(1) The centerline noise measurement flight path reference point, designated A, is located on the ground vertically below the reference takeoff flight path. The measurement point is located 1,640 feet (500 m) in the horizontal direction of flight from the point Cr where transition to climbing flight is initiated, as described in section K6.2 of this appendix;

(2) Two sideline noise measurement points, designated as S (starboard) and S (port), are located on the ground perpendicular to and symmetrically stationed at 492 feet (150 m) on each side of the takeoff reference flight path. The measurement points bisect the centerline flight path reference point A.

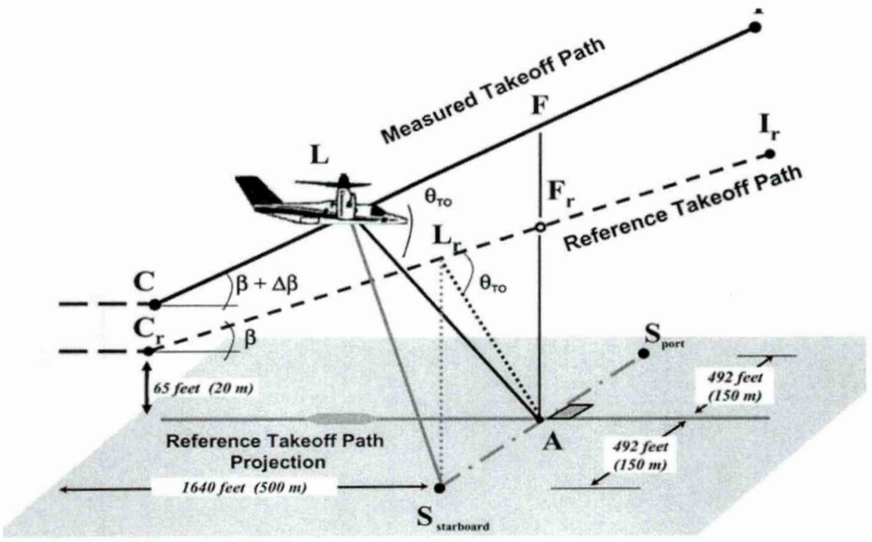


Figure K1.
Comparison of Measured and Reference Takeoff Profiles

(b) Flyover reference noise measurement points — As shown in Figure K2 below:

(1) The centerline noise measurement flight path reference point, designated A, is located on the ground 492 feet (150 m) vertically below the reference flyover flight path. The measurement point is defined by the flyover reference procedure in section K36.6.3 of this appendix;

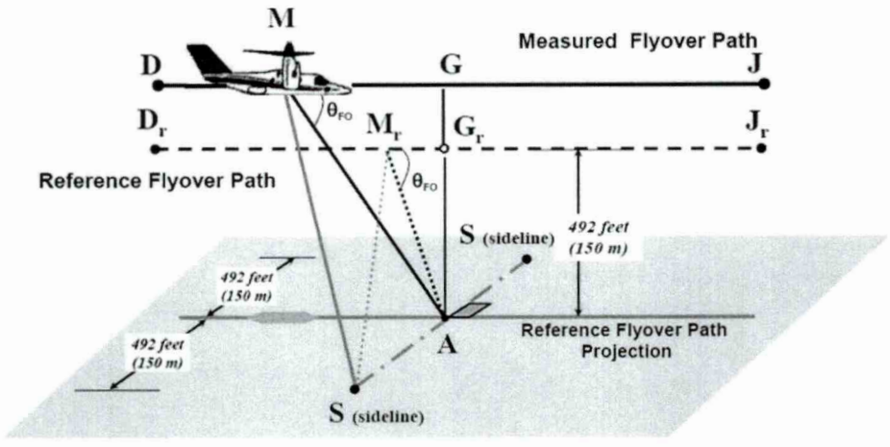


Figure K2.
Comparison of Measured and Reference Flyover Profiles

(2) Two sideline noise measurement points, designated as $S_{(sideline)}$, are located on the ground perpendicular to and symmetrically stationed at 492 feet (150

m) on each side of the flyover reference flight path. The measurement points bisect the centerline flight path reference point A.

(c) Approach reference noise measurement points — As shown in Figure K3 below:

(1) The centerline noise measurement flight path reference point, designated A, is located on the ground 394 feet (120 m) vertically below the reference approach flight path. The measurement point is defined by the approach reference procedure in section K36.6.4 of this appendix. On level ground, the measurement point corresponds to a position 3,740 feet (1,140 m) from the intersection of the 6.0 degree approach path with the ground plane;

(2) Two sideline noise measurement points, designated as S (starboard) and S(port), are located on the ground perpendicular to and symmetrically stationed at 492 feet (150 m) on each side of the approach reference flight path. The measurement points bisect the centerline flight path reference point A.

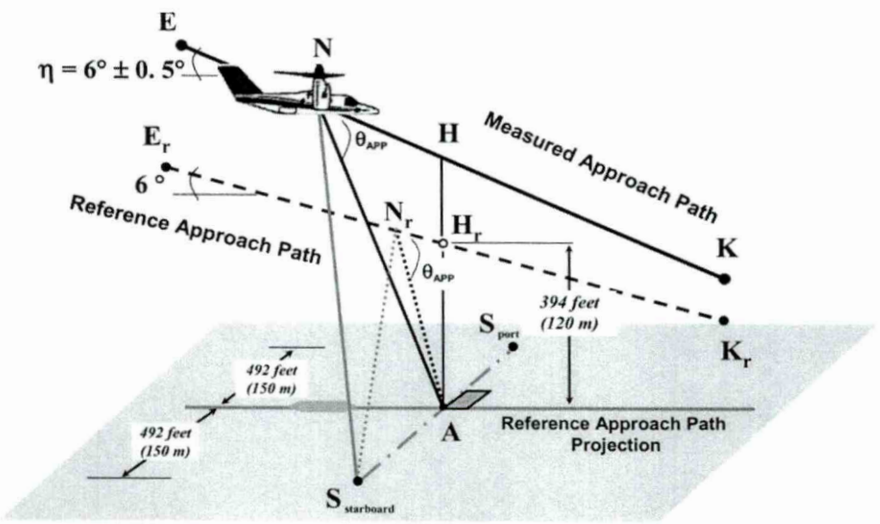


Figure K3.
Comparison of Measured and Reference Approach Profiles

K36.4 Noise Limits

For a Tiltrotors, the maximum noise levels, as determined in accordance with the noise evaluation in EPNdB and calculation method described in section H36.201 of Appendix H of this part, must not exceed the noise limits as follows:

(a) At the takeoff flight path reference point: For a Tiltrotors having a maximum certificated takeoff weight (mass) of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, in VTOL/Conversion mode, 109 EPNdB, decreasing linearly with the logarithm of the Tiltrotors weight (mass) at a rate of 3.0 EPNdB per halving of weight (mass) down to 89 EPNdB, after which the limit is constant. Figure K4 illustrates the takeoff noise limit as a solid line.

(b) At the Flyover path reference point: For a Tiltrotors having a maximum certificated takeoff weight (mass) of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, in VTOL/Conversion mode, 108 EPNdB, decreasing linearly with the logarithm of the Tiltrotors weight (mass) at a rate of 3.0 EPNdB per halving of weight (mass) down to 88 EPNdB, after which the limit is constant. Figure K4 illustrates the flyover noise limit as a dashed line.

(c) At the approach flight path reference point: For a Tiltrotors having a maximum certificated takeoff weight (mass) of 176,370 pounds (80,000 kg) or more, in VTOL/Conversion mode, 110 EPNdB, decreasing linearly with the logarithm of the Tiltrotors weight (mass) at a rate of 3.0 EPNdB per halving of weight (mass) down to 90 EPNdB, after which the limit is constant. Figure K4 illustrates the approach noise limit as a dash-dot line.

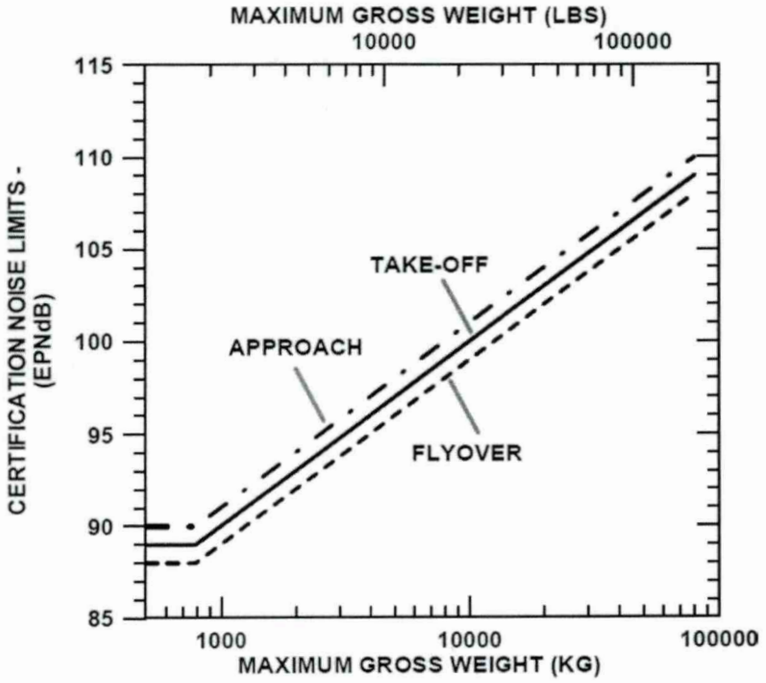


FIGURE K4.
TILTROTOR NOISE LIMITS

K36.5 Trade-Offs

If the noise evaluation measurement exceeds the noise limits described in K36.4 of this appendix at one or two measurement points:

(a) The sum of excesses must not be greater than 4 EPNdB;

(b) The excess at any single point must not be greater than 3 EPNdB; and

(c) Any excess must be offset by the remaining noise margin at the other point or points.

K36.6 Noise Certification Reference Procedures

K36.6.1 General Conditions

(a)-(b) [Reserved]

(c) The takeoff, flyover and approach reference procedures must be established in accordance with sections K36.6.2, K36.6.3 and K36.6.4 of this appendix, except as specified in section K36.6.1(d) of this appendix.

(d) If the design characteristics of the Tiltrotors prevent test flights from being conducted in accordance with section K36.6.2, K36.6.3 or K36.6.4 of this appendix, the applicant must revise the test procedures and resubmit the procedures for approval.

(e) The following reference atmospheric conditions must be used to establish the reference procedures:

(1) Constant atmospheric pressure of 2,116 pounds per square foot (1,013.25 hPa);

(2) Constant Ambient air temperature of 77°Fahrenheit (25 °Celsius);

(3) Constant relative humidity of 70 percent; and

(4) Zero wind.

(f) For tests conducted in accordance with sections K36.6.2, K36.6.3, and K36.6.4 of this appendix, use the maximum normal operating RPM corresponding to the airworthiness limit imposed by the manufacturer. For configurations for which the rotor speed automatically links with the flight condition, use the maximum normal operating rotor speed corresponding with the reference flight condition. For configurations for

which the rotor speed can change by pilot action, use the highest normal rotor speed specified in the flight manual limitation section for the reference conditions.

K36.6.2 Takeoff Reference Procedure. The takeoff reference flight procedure is as follows:

(a) A constant takeoff configuration must be maintained, including the nacelle angle selected by the applicant;

(b) The Tiltrotors power must be stabilized at the maximum takeoff power corresponding to the minimum installed engine(s) specification power available for the reference ambient conditions or gearbox torque limit, whichever is lower. The Tiltrotors power must also be stabilized along a path starting from a point located 1,640 feet (500 m) before the flight path reference point, at 65 ft (20 m) above ground level;

(c) The nacelle angle and the corresponding best rate of climb speed, or the lowest approved speed for the climb after takeoff, whichever is the greater, must be maintained throughout the takeoff reference procedure;

(d) The rotor speed must be stabilized at the maximum normal operating RPM certificated for takeoff;

(e) The weight (mass) of the Tiltrotors must be the maximum takeoff weight (mass) as requested for noise certification; and

(f) The reference takeoff flight profile is a straight line segment inclined from the starting point 1,640 feet (500 m) before to the center noise measurement point and 65 ft (20 m) above ground level at an angle defined by best rate of climb and the speed corresponding to the selected nacelle angle and for minimum specification engine performance.

K36.6.3 Flyover Reference Procedure. The flyover reference flight procedure is as follows:

(a) The Tiltrotors must be stabilized for level flight along the centerline flyover flight path and over the noise measurement reference point at an altitude of 492 ft (150

m) above ground level;

(b) A constant flyover configuration selected by the applicant must be maintained;

(c) The weight (mass) of the Tiltrotors must be the maximum takeoff weight (mass) as requested for noise certification;

(d) In the VTOL/Conversion mode:

(1) The nacelle angle must be at the authorized fixed operation point that is closest to the shallow nacelle angle certificated for zero airspeed;

(2) The airspeed must be 0.9 V_{CON} and

(3) The rotor speed must be stabilized at the maximum normal operating RPM certificated for level flight.

K36.6.4 Approach Reference Procedure. The approach reference procedure is as follows:

(a) The Tiltrotors must be stabilized to follow a 6.0 degree approach path;

(b) An approved airworthiness configuration in which maximum noise occurs must be maintained;

(1) An airspeed equal to the best rate of climb speed corresponding to the nacelle angle, or the lowest approved airspeed for the approach, whichever is greater, must be stabilized and maintained; and

(2) The Tiltrotors power during the approach must be stabilized over the flight path reference point, and continue as if landing;

(c) The rotor speed must be stabilized at the maximum normal operating RPM certificated for approach;

(d) The constant approach configuration used in airworthiness certification tests, with the landing gear extended, must be maintained; and

(e) The weght (mass) of the Tiltrotors at landing must be the maximum landing weight (mass) as requested for noise certification.

K36.7 Test Procedures

K36.7.1 ***[Reserved]***

K36.7.2 *The test procedures and noise measurements must be conducted and processed to yield the noise evaluation measure designated in section K36.2 of this appendix.*

K36.7.3 *If either the test conditions or test procedures do not comply to the applicable noise certification reference conditions or procedures prescribed by this part, the applicant must apply the correction methods described in section H36.205 of Appendix H of this part to the acoustic test data measured.*

K36.7.4 *Adjustments for differences between test and reference flight procedures must not exceed:*

(a) *For takeoff: 4.0 EPNdB, of which the arithmetic sum of delta 1 and the term −7.5 log (QK/QrKr) from delta 2 must not in total exceed 2.0 EPNdB;*

(b) *For flyover or approach: 2.0 EPNdB.*

K36.7.5 *The average rotor RPM must not vary from the normal maximum operating RPM by more than ±1.0 percent throughout the 10 dB-down time interval.*

K36.7.6 *The Tiltrotors airspeed must not vary from the reference airspeed appropriate to the flight demonstration by more than ±5 kts (±9 km/h) throughout the 10 dB-down time interval.*

K36.7.7 *The number of level flyovers made with a head wind component must be equal to the number of level flyovers made with a tail wind component.*

K36.7.8 *The Tiltrotors must operate between ±10° from the vertical or between ±65 feet (±20 m) lateral deviation tolerance, whichever is greater, above the reference track and throughout the 10 dB-down time interval.*

K36.7.9 *The Tiltrotors altitude must not vary during each flyover by more than ±30 ft (±9 m) from the reference altitude throughout the 10 dB-down time interval.*

K36.7.10 *During the approach procedure, the Tiltrotors must establish a stabilized constant speed approach and fly between approach angles of 5.5 degrees and 6.5 degrees throughout the 10 dB-down time interval.*

K36.7.11 *During all test procedures, the Tiltrotors weight (mass) must not be less than 90 percent and not more than 105 percent of the maximum certificated weight (mass). For each of the test procedures, complete at least one test at or above this maximum certificated weight (mass).*

K36.7.12 *A Tiltrotors capable of carrying external loads or external equipment must be noise certificated without such loads or equipment fitted*

K36.7.13 *The value of VCON used for noise certification must be included in the approved Flight Manual.*

MINISTER OF TRANSPORT
REPUBLIK INDONESIA,

ttd

BUDI KARYA SUMADI

Salinan sesuai dengan aslinya
Plt. KEPALA BIRO HUKUM,

YUSTINUS DANANG RUSDIHANTO