ICS 49.020
CCS V 35

MH

中华人民共和国民用航空行业标准

MH/T 6128—2024

航空器噪声测量和评估

Aircraft noise measurement and evaluation

2024-03-12 发布　　2024-03-12 实施

中国民用航空局　发布

目　　次

前言 VI
引言 VII
1　范围 1
2　规范性引用文件 1
3　术语和定义 1
4　符号和缩略语 3
4.1　速度 3
4.2　时间 3
4.3　编号 3
4.4　噪声的度量 3
4.5　PNL 和纯音修正的计算 3
4.6　轨迹几何位置 3
4.7　其他 3
5　作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式 3
6　噪声合格审定标准 3
6.1　1977 年 10 月 6 之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机 4
6.2　1977 年 10 月 6 日或以后和 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机和 1985 年 1 月 1 日或以后和 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机 4
6.3　2006 年 1 月 1 日或以后和 2017 年 12 月 31 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为 55000 kg 和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2006 年 1 月 1 日或以后和 2020 年 12 月 31 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于 55 000 kg 的亚音速喷气式飞机和 2006 年 1 月 1 日或以后和 2020 年 12 月 31 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为 8 618 kg 以上但低于 55 000 kg 的螺旋桨驱动的飞机 4
6.4　1985 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机 5
6.5　1988 年 11 月 17 日之前提交型号合格证申请的不超过 8 618 kg 的螺旋桨驱动的飞机 5
6.6　螺旋桨驱动的短距起降飞机 5
6.7　直升机 5
6.8　地面运行期间的机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统 6
6.9　1988 年 11 月 17 日或以后提交型号合格证或衍生型合格审定申请的不超过 8 618 kg 的螺旋桨驱动的飞机 6
6.10　最大审定起飞质量不超过 3 175 kg 的直升机 6
6.11　2018 年 1 月 1 日或以后提交型号合格证或衍生型合格审定申请的倾转旋翼航空器 7
6.12　2017 年 12 月 31 日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为 55 000 kg 和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2020 年 12 月 31 日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于 55 000 kg 的亚音速喷气式飞机和 2020 年 12 月 31 日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为 8 618 kg 以上但低于 55 000 kg 的螺旋桨驱动的飞机 7
6.13　直升机进场噪声测量方法 7

6.14　1998 年 5 月 13 日或以后和 2018 年 1 月 1 日以前提交型号合格证或衍生型合格审定申请的倾转旋翼航空器 8
7　噪声合格审定文件 8
8　用于监测目的的噪声测量 8
9　机场噪声评估 8
10　噪声管理的平衡做法 8
11　为土地使用规划目的获得直升机噪声数据 8
附录 A（资料性）　符号和缩略语 10
附录 B（规范性）　1977 年 10 月 6 之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机噪声合格审定标准 15
B.1　噪声评估测量 15
B.2　噪声测量点 15
B.3　最大噪声级 15
B.4　综合评定 16
B.5　试验程序 16
附录 C（规范性）　1977 年 10 月 6 日或以后和 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机和 1985 年 1 月 1 日或以后和 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准。 17
C.1　噪声评估测量 17
C.2　噪声测量点 17
C.3　最大噪声级 17
C.4　综合评定 18
C.5　噪声合格审定基准程序 18
C.6　试验程序 19
附录 D（规范性）　2006 年 1 月 1 日或以后和 2017 年 12 月 31 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为 55 000 kg 和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2006 年 1 月 1 日或以后和 2020 年 12 月 3 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于 55 000 kg 的亚音速喷气式飞机和 2006 年 1 月 1 日或以后和 2020 年 12 月 31 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为 8 618 kg 以上但低于 55 000 kg 的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准 21
D.1　噪声评估测量 21
D.2　噪声测量点 21
D.3　最大噪声级 21
D.4　噪声合格审定基准程序 21
D.5　试验程序 21
D.6　重新审定 21
附录 E（规范性）　1985 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准 22
E.1　噪声评估测量 22
E.2　噪声测量点 22
E.3　最大噪声级 22

E.4 综合评定 22
E.5 噪声合格审定基准程序 22
E.6 试验程序 24
附录F（规范性） 1988年11月17日之前提交型号合格证申请的不超过8 618 kg的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准 25
F.1 噪声评估测量 25
F.2 最大噪声级 25
F.3 噪声合格审定基准程序 25
F.4 试验程序 25
附录G（规范性） 螺旋桨驱动的短距起降飞机噪声合格审定标准 26
G.1 噪声评估测量 26
G.2 噪声测量点 26
G.3 最大噪声级 26
G.4 综合评定 26
G.5 试验程序 26
G.6 附加噪声数据 26
附录H（规范性） 直升机噪声合格审定标准 27
H.1 噪声评估测量 27
H.2 噪声测量点 27
H.3 最大噪声级 27
H.4 综合评定 28
H.5 噪声合格审定基准程序 28
H.6 试验程序 29
附录I（规范性） 地面运行期间机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统噪声合格审定标准 31
I.1 最大噪声级 31
I.2 噪声评定程序 31
附录J（规范性） 1988年11月17日或以后提交型号合格证或衍生型合格审定申请的不超过8 618 kg的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准 37
J.1 噪声评估测量 37
J.2 噪声测量点 37
J.3 最大噪声级 37
J.4 噪声合格审定基准程序 37
J.5 试验程序 38
附录K（规范性） 最大审定起飞质量不超过3 175 kg的直升机噪声合格审定标准 39
K.1 噪声评估测量 39
K.2 噪声测量点 39
K.3 最大噪声级 39
K.4 噪声合格审定基准程序 39
K.5 试验程序 40
附录L（规范性） 2018年1月1日或以后提交型号合格证或衍生型合格审定申请的倾转旋翼航空器噪声合格审定标准 41

L.1 噪声评估测量 41
L.2 噪声测量点 41
L.3 最大噪声级 41
L.4 综合评定 42
L.5 噪声合格审定基准程序 42
L.6 试验程序 43
附录M（规范性） 2017年12月31日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为55 000 kg和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2020年12月31日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于55 000 kg的亚音速喷气式飞机和2020年12月31日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为8 618 kg以上但低于55 000 kg的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准 45
M.1 噪声评估测量 45
M.2 噪声测量点 45
M.3 最大噪声级 45
M.4 噪声合格审定基准程序 45
M.5 试验程序 46
M.6 重新审定 46
附录N（资料性） 作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式 47
N.1 附录B中B.3.1所述的条件 47
N.2 附录B中B.3.2所述的条件 47
N.3 附录C中C.3所述的条件 47
N.4 附录D中D.3所述的条件 47
N.5 附录E中E.3所述的条件 47
N.6 附录F中F.2所述的条件 48
N.7 附录H中H.3.1和附录L中L.3所述的条件 48
N.8 附录H中H.3.2所述的条件 48
N.9 附录J中J.3 a)、J.3 b)中所述的条件 48
N.10 附录K中K.3.1所述的条件 48
N.11 附录K中K.3.2所述的条件 48
N.12 附录M中M.3所述的条件 49
附录O（资料性） 关于对可供选择的直升机进场噪声测量方法进行评定的指南 50
O.1 引言 50
O.2 进场噪声评定程序 50
附录P（规范性） 1998年5月13日或以后和2018年1月1日以前提交型号合格证或衍生型合格审定申请的倾转旋翼航空器噪声合格审定标准 51
P.1 噪声评估测量 51
P.2 噪声测量点 51
P.3 最大噪声级 51
P.4 综合评定 52
P.5 噪声合格审定基准程序 52
P.6 试验程序 53
附录Q（资料性） 关于对噪声合格审定文件实施管理的指南 55
Q.1 噪声合格审定文件 55

附录R（规范性） 在机场及其附近监测航空器噪声 60
R.1 概述 60
R.2 测量设备 60
R.3 现场设备安装 62
附录S（资料性） 关于为土地使用规划目的获得直升机噪声数据的指南 63
S.1 概述 63
S.2 数据收集程序 63
S.3 数据报告 63
S.4 关于采集直升机悬停噪声数据的指南 63
参考文献 70

MH

前　言

本文件按照GB/T 1.1—2020《标准化工作导则　第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

本文件由中国民用航空局航空器适航审定司提出。

本文件由中国民航科学技术研究院归口。

本文件起草单位：中国民航大学，中国民航科学技术研究院

本文件主要起草人：杨晓军、朱雪峰、沈洋、张青、朱茂盛、陈翘楚、王妙颖、马晓宁、洪志亮、彭捷。

引　言

本文件面向航空器审定和运行中的噪声测量与评估需求，是对民用航空规章《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36-R2）的补充，明确了航空器噪声合格审定标准，提供了最大噪声级计算公式，并给出了航空器噪声监测、机场噪声评估、噪声管理的平衡做法以及为土地使用规划目的获得直升机噪声数据的相关要求。

MH

航空器噪声测量和评估

1 范围

本文件规定了航空器噪声监测、机场噪声评估、噪声管理的平衡做法以及为土地使用规划目的获得直升机噪声数据的要求。

本文件适用于航空器噪声合格审定和机场噪声监测、评估与管理。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

ICAO Annex 5 空中和地面运行中所使用的计量单位（Units of measurement to be used in air and ground operations）

ICAO Annex 7 航空器国籍和登记标志（Aircraft nationality and registration marks）

ICAO Annex 16 Volume I 航空器噪声（Aircraft noise）

ICAO Doc 9501 Volume I 环境技术手册——航空器噪声合格审定程序(Environmental technical manual — Procedures in the noise certification of aircraft)

ICAO Doc 9911 机场周围噪声等值线的建议计算方法(Recommended method for computing noise contours around airports)

IEC-327 采用互易技术对1英寸标准电容式传声器进行压力校准的精确方法（Precision method for pressure calibration of one-inch standard condenser microphone by the reciprocity technique）

IEC-402 采用互易技术对1英寸标准电容式传声器进行压力校准的简化方法（Simplified method for pressure calibration of one-inch standard condenser microphone by the reciprocity technique）

IEC-486 采用互易技术对1英寸标准电容式传声器进行自由场校准的精确方法(Precision method for free field calibration of one-inch standard condenser microphone by the reciprocity technique）

IEC-651 国际电工技术委员会关于声级表的建议(IEC recommendations for sound level meters, international electrotechnical commission）

IEC-655 1英寸标准电容式传声器的自由场与压力灵敏度之间的差异值（Values for the difference between free field and pressure sensitivity levels for one-inch standard condenser microphone）

ISO/R266-1962 (E) 国际标准化组织关于声学测量优选频率的建议（ISO recommendations for preferred frequencies for acoustical measurements, international organization for Standardization）

3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

3.1

飞机 aeroplane

其飞行中的升力主要来自在给定飞行条件下保持固定的翼面上的空气动力作用的由动力驱动的重于空气的航空器。

3.2

航空器　aircraft

能在大气中，从空气的反作用而不是从空气对地面的反作用获得支撑的任何机器。

3.3

相关航空器系统　associated aircraft systems

在地面运行时，从辅助动力装置（APU）中得到电力/气动力的航空器系统。

3.4

辅助动力装置　auxiliary power unit；APU

与推进发动机分离、飞机上在地面运行时或飞行中为航空器的各系统提供电力/气动力的独立动力装置。

3.5

涵道比　bypass ratio

在海平面国际标准大气压下，停在地面的发动机处于最大推力时所计算的燃气涡轮发动机中通过外涵道的空气质量流量与通过燃烧室的空气质量流量之比。

3.6

衍生型直升机　derived version of a helicopter

从适航角度与已噪声合格审定的原型机具有相似性，但其型号设计纳入了对其噪声特性可能有不利影响的更改的直升机。

注1：以现有原型机为基础，但为适航目的被审定当局视为新型号设计的直升机，若审定当局认为其具有与原型机相同的噪声源特性，则就噪声而言被认为是一种衍生型。

注2：“不利”是指根据附录H获得合格证的直升机的任一审定噪声级大于0.30 EPNdB的增量以及根据附录K获得合格证的直升机的审定噪声级大于0.30 dB(A)的增量。

3.7

衍生型飞机　derived version of an aeroplane

从适航角度与已噪声合格审定的原型机具有相似性，但其型号设计纳入了对其噪声特性可能有不利影响的更改的飞机。

注1：当审定当局确认，建议的设计、构型、动力或质量方面的更改如此之大，以致需要对其与适用的适航规章的符合性进行实质性的全新审查时，该飞机应被视为新的型号设计，而非衍生型。

注2：“不利”是指任一审定噪声级大于0.1 dB的增量，除非型号设计更改的累积效由经批准的程序跟踪，在此情况下，“不利”是指任一审定噪声级的累积噪声级增量大于0.3 dB或符合性裕度（以较小者为准）。

3.8

外部设备（直升机）　external equipment (helicopter)

直升机外部附着或延伸出的，但不是用于或拟用于直升机飞行操作或控制的，且非机身或发动机组成部分的任何仪器、机构、零件、装置、附属物或配件。

3.9

直升机　helicopter

一种在飞行中的支撑力主要来自装在基本垂直轴上，由动力驱动的一个或多个旋翼上的空气反作用力的重于空气的航空器。

3.10

人的行为能力　human performance

影响航空运行安全和效率的人的能力与局限性。

3.11

动力升空器　powered-lift

能够主要依靠以发动机驱动的升力装置或发动机推力提供升力来垂直起飞、垂直着陆和低速飞行，并且在水平飞行时依靠非旋转翼型提供升力的重于空气的航空器。

3.12

重新审定　recertification

按照不同于最初审定所采用的标准，对经过或未经过审定噪声级修订的航空器进行的合格审定。

3.13

自给动力滑翔机　self-sustaining powered sailplane

其可用发动机动力允许其保持水平飞行但无法依靠其自身动力起飞的有动力飞机。

3.14

设计国 state of design

对负责型号设计的机构有管辖权的国家。

3.15

登记国 state of registry

航空器在其国籍登记簿登记的国家。

3.16

亚音速飞机 subsonic aeroplane

在超过飞行马赫数1的速度下不能维持平飞的飞机。

3.17

倾转旋翼航空器 tilt-rotor

一种能够垂直起飞、垂直着陆和持续低速飞行的动力升空器。

注：倾转旋翼航空器主要依靠安装在可倾斜短舱上以发动机驱动的旋翼在这些飞行状态期间升空，并且依靠非旋转翼型在高速飞行时升空。

3.18

型号合格证 type certificate

缔约国颁发的用来定义航空器、发动机或螺旋桨型号设计并证明该设计符合该国的相关适航要求的文件。

注：在一些缔约国，可以为发动机或螺旋桨型号颁发与型号合格证等效的证件。

4 符号和缩略语

下列符号和缩略语适用于本文件。

4.1 速度

见表A.1。

4.2 时间

见表A.2。

4.3 编号

见表A.3。

4.4 噪声的度量

见表A.4。

4.5 PNL 和纯音修正的计算

见表A.5。

4.6 轨迹几何位置

见表A.6。

4.7 其他

见表A.7。

5 作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式

作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录B。

6 噪声合格审定标准

6.1 1977年10月6之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机

6.1.1 1977年10月6日之前提交了其型号合格证申请的所有亚音速喷气式飞机的噪声合格审定标准见附录B，下述飞机除外：

a) 其在最大适航审定质量下所需跑道长度（不包含停止道或净空道）为610 m或更小；
b) 其发动机的涵道比为2或大于2，且单机适航证是在1972年3月1日之前首次颁发的；
c) 其发动机的涵道比小于2，且在1969年1月1日之前提交了其型号合格证申请，同时单机适航证是在1976年1月1日之前首次颁发的。

6.1.2 应适用B.3.1中所述的最大噪声级，但对于在1981年11月26日或以后提交了其型号设计更改的合格审定申请的衍生型，则应适用B.3.2中所述的最大噪声级。

6.1.3 已登记的喷气式飞机和最大审定起飞质量为8 618 kg以上的螺旋桨驱动的飞机在下列情况下无须证明符合ICAO Annex 16 Volume I各项标准的规定：

a) 在整个飞行过程中有一个或多个可收放的起落架在放下位置的飞行；
b) 备用发动机和短舱托架附于飞机蒙皮外，且吊架或其他外部固定装置回收；
c) 发动机和/或短舱的限时更改，且此型号设计的更改明确规定，飞机的运行时间不得超过90 D，除非证明型号设计的更改符合ICAO Annex 16 Volume I的规定。

注：适用于必要的维修工作导致的更改。

6.2 1977年10月6日或以后和2006年1月1日之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机和1985年1月1日或以后和2006年1月1日之前提交型号合格证申请的8 618 kg以上的螺旋桨驱动的飞机

6.2.1 除专为农业或消防用途而设计和使用的螺旋桨驱动的飞机外，下述飞机噪声合格审定标准见附录C：

a) 1977年10月6日或以后和2006年1月1日之前提交了其型号合格证申请的所有亚音速喷气式飞机，包括它们的衍生型；

注：在最大适航审定质量条件下所需跑道长度（不包含停止道或净空道）等于或小于610 m的飞机除外。

b) 1985年1月1日或以后和2006年1月1日之前提交了其型号合格证申请、最大审定起飞质量超过8 618 kg的所有螺旋桨驱动的飞机，包括它们的衍生型。

6.2.2 已登记的喷气式飞机和最大审定起飞质量为8 618 kg以上的螺旋桨驱动的飞机在下列情况下无须表明符合ICAO Annex 16 Volume I各项标准的规定：

a) 在整个飞行过程中有一个或多个可收放的起落架在放下位置的飞行；
b) 备用发动机和短舱托架附于飞机蒙皮外，且吊架或其他外部固定装置回收；
c) 发动机和/或短舱的限时更改，且此型号设计的更改明确规定，飞机的运行时间不得超过90 D，除非证明型号设计的更改符合ICAO Annex 16 Volume I的规定。

注1：适用于必要的维修工作导致的更改。
注2：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。
注3：对上述适用范围的规定进行解释的指导材料，见ICAO Annex 16 Volume I附篇E。

6.3 2006年1月1日或以后和2017年12月31日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为55000 kg和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2006年1月1日或以后和2020年12月31日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于55 000 kg的亚音速喷气式飞机和2006年1月1日或以后和2020年12月31日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为8 618 kg以上但低于55 000 kg的螺旋桨驱动的飞机

6.3.1 除在最大审定适航质量条件下所需跑道长度（不包含停止道或净空道）等于或小于610 m的飞机，或专为农业或消防用途设计和使用的螺旋桨驱动的飞机外，下述飞机噪声合格审定标准见附录D：

a) 2006年1月1日或以后和2017年12月31日之前提交了其型号合格证申请，最大审定起飞质量为55 000 kg和以上的所有亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机，包括它们的衍生型；
b) 2006年1月1日或以后和2020年12月31日之前提交了其型号合格证申请，最大审定起飞质量低于55 000 kg的所有亚音速喷气式飞机，包括它们的衍生型；
c) 2006年1月1日或以后和2020年12月31日之前提交了其型号合格证申请，最大审定起飞质量超过8 618 kg但低于55 000 kg的所有螺旋桨驱动的飞机，包括它们的衍生型；

d) 经初始审定证明符合 6.2 或 6.4 的要求，且请求根据 6.3 作重新审定的所有亚音速喷气式飞机和所有螺旋桨驱动的飞机。

注： 关于申请重新审定的指导材料,见ICAO Doc 9501 Volume I。

6.3.2 已登记的喷气式飞机和最大审定起飞质量为 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机在下列情况下无须表明符合 ICAO Annex 16 Volume I 各项标准的规定：

a) 在整个飞行过程中有一个或多个可收放的起落架在放下位置的飞行；
b) 备用发动机和短舱托架附于飞机蒙皮外，且吊架或其他外部固定装置回收；
c) 发动机和/或短舱的限时更改，且此型号设计的更改明确规定，飞机的运行时间不得超过 90 D，除非证明型号设计的更改符合 ICAO Annex 16 Volume I 的规定。

注1：适用于必要的维修工作导致的更改。

注2：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

6.4 1985 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机

6.4.1 1985 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机的噪声合格审定标准见附录 E，下述飞机除外：

a) 在最大适航审定质量下所需跑道长度（不包含停止道或净空道）等于或小于 610 m 的飞机；
b) 专为消防用途设计和使用的飞机；
c) 专为农业用途设计和使用的飞机。

6.4.2 1977 年 10 月 6 日或以后和 1985 年 1 月 1 日之前提交了其型号合格证申请、最大审定起飞质量超过 8 618 kg 的所有螺旋桨驱动的飞机的噪声合格审定标准见附录 E，包括它们的衍生型。

6.4.3 1977 年 10 月 6 日之前提交了其型号合格证申请、质量超过 8 618 kg 的螺旋桨驱动的飞机的噪声合格审定标准见附录 B（B.3.2 除外），且这些飞机为：

a) 1977 年 10 月 6 日或以后提交了其型号设计更改合格审定申请的衍生型；
b) 1981 年 11 月 26 日或以后首次为其颁发适航证的单架飞机。

注： 附录B和附录C的标准，虽然之前是为亚音速喷气式飞机制定的，但被认为可适用于其他机型，而无论其装有何种动力装置。

6.4.4 已登记的喷气式飞机和最大审定起飞质量为 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机在下列情况下无须表明符合 ICAO Annex 16 Volume I 各项标准的规定：

a) 在整个飞行过程中有一个或多个可收放的起落架在放下位置的飞行；
b) 备用发动机和短舱托架附于飞机蒙皮外，且吊架或其他外部固定装置回收；
c) 发动机和/或短舱的限时更改，且此型号设计的更改明确规定，飞机的运行时间不得超过 90 D，除非证明型号设计的更改符合 ICAO Annex 16 Volume I 的规定。

注： 适用于必要的维修工作导致的更改。

6.5 1988 年 11 月 17 日之前提交型号合格证申请的不超过 8 618 kg 的螺旋桨驱动的飞机

6.5.1 最大审定起飞质量不超过 8 618 kg 的所有螺旋桨驱动的飞机的噪声合格审定标准见附录 F，专门为特技飞行、农业或消防用途设计和使用的飞机除外：

a) 1975 年 1 月 1 日或以后和 1988 年 11 月 17 日之前提交了其型号合格证申请；但对于在 1988 年 11 月 17 日或以后提交了其型号设计更改合格审定申请的衍生型，其噪声合格审定标准见附录 J；
b) 单机适航证是在 1980 年 1 月 1 日或以后首次颁发的。

注1：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

注2：对上述适用范围的规定进行解释的指导材料，见ICAO Annex 16 Volume I附篇E。

6.6 螺旋桨驱动的短距起降飞机

对于最大审定起飞质量超过5 700 kg，且单机适航证是1976年1月1日或以后首次颁发的螺旋桨驱动的短距起降（STOL）飞机宜采用附录G作为噪声合格审定标准。

注1：短距起降（STOL）飞机是指在按照有关适航性要求以短距起降方式运行时，在最大适航审定质量下所需跑道长度（不含停止道或净空道）不超过610 m的飞机。

注2：不适用于具有垂直起降性能的航空器。

6.7 直升机

6.7.1　6.7.2、6.7.3 和 6.7.4 所指的直升机应满足附录 H 的标准，专门为农业、消防或携带外挂负荷用途而设计和使用的直升机除外。

6.7.2　1985 年 1 月 1 日或以后提交了其型号合格证申请的直升机（6.7.4 中规定的直升机除外），应满足 H.3.1 中规定的最大噪声级。

6.7.3　1988 年 11 月 17 日或以后提交了其型号设计更改合格审定申请的衍生型直升机（6.7.4 中规定的直升机除外），应满足 H.3.1 中规定的最大噪声级。

6.7.4　2002 年 3 月 21 日或以后提交了其型号合格证申请的所有直升机，包括它们的衍生型，应满足 H.3.2 中规定的最大噪声级。

6.7.5　对于能够携带外挂负荷或外挂设备运行的直升机，应在不携带负荷或设备的情况下进行审定。

注：在内装负荷条件下符合附录H标准的直升机，如果在携带外挂负荷或设备运行时的总质量或其他运行参数超过了内装负荷适航审定的数值，则可在进行这种运行时被排除在外。

6.7.6　如果直升机最大审定起飞质量为 3 175 kg 或以下，根据 6.7.1 提出申请的可选择符合附录 K 的而非附录 H 的噪声合格审定标准。

注：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

6.8　地面运行期间的机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统

可采用附录I的标准，对安装在下述航空器上的辅助动力装置（APU）和相关航空器系统进行噪声合格审定：

a)　1977 年 10 月 6 日或以后提交了其型号合格证申请，或由审定当局为其执行了另一种等效规定程序的所有航空器；

b)　1977 年 10 月 6 日或以后提交了其涉及基本辅助动力装置的型号设计更改申请，或由审定当局为其执行了另一种等效规定程序的现有型号设计的航空器。

6.9　1988 年 11 月 17 日或以后提交型号合格证或衍生型合格审定申请的不超过 8 618 kg 的螺旋桨驱动的飞机

6.9.1　审定起飞质量不超过 8 618 kg 的所有螺旋桨驱动的飞机的噪声合格审定标准见附录 J，专门为特技飞行、农业或消防用途设计和使用的飞机和自给动力滑翔机除外。

6.9.2　1988 年 11 月 17 日或以后提交了其型号合格证申请的飞机（6.9.6 中规定的飞机除外），应满足 J.3 a)最大噪声级。

6.9.3　对于 6.9.2 中所规定的飞机，凡未能符合附录 J 的标准，且在 1993 年 11 月 17 日之前提交了其型号合格证申请者，应适用附录 F 的标准。

6.9.4　对于在 1988 年 11 月 17 日或以后提交了其型号设计更改合格审定申请的衍生型（6.9.6 中规定的衍生型除外），应满足 J.3 a)中的最大噪声级。

6.9.5　对于 6.9.4 中规定的衍生型，凡在 1993 年 11 月 17 日之前提交了其型号设计更改的合格审定申请，且未能符合附录 J 标准的，应适用附录 F 的标准。

6.9.6　对于除水上飞机和水陆两用飞机以外的单发动机飞机：

a)　J.3 b)的最大噪声级应适用于 1999 年 11 月 4 日或以后提交了其型号合格证申请的飞机，包括其衍生型；

b)　J.3 b)的最大噪声级应适用于 1999 年 11 月 4 日之前提交了其型号合格证申请，并在 1999 年 11 月 4 日或以后提交了其型号设计更改合格审定申请的衍生型飞机；

c)　对于 6.9.6 b) 中所述的那些在 2004 年 11 月 4 日之前提交了其型号设计更改的合格审定申请，且超过了 J.3 b)中最大噪声级的衍生型飞机，应满足 J.3 a)中的最大噪声级。

注1：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

注2：对上述适用范围的规定进行解释的指导材料，见ICAO Annex 16 Volume I附篇E。

6.10　最大审定起飞质量不超过 3 175 kg 的直升机

6.10.1　6.10.2、6.10.3 和 6.10.4 所指的最大审定起飞质量不超过 3 175 kg 的直升机的噪声合格审定标准见附录 K，专门为农业、消防或携带外挂载荷用途而设计和使用的直升机除外。

6.10.2　1993 年 11 月 11 日或以后提交了其型号合格证申请的直升机(6.10.4 中规定的直升机除外)，应满足 K.3.1 中规定的最大噪声级。

6.10.3　1993年11月11日或以后提交了其型号设计更改的合格审定申请的衍生型直升机（6.10.4中规定的直升机除外），应满足K.3.1中规定的最大噪声级。

6.10.4　2002年3月21日或以后提交了其型号合格证申请的所有直升机，包括其衍生型，应满足K.3.2中规定的最大噪声级。

6.10.5　对于能够携带外挂负荷或外挂设备运行的直升机，应在不携带上述负荷或设备的情况下进行审定。对于能够携带外挂负荷或外挂设备运行的直升机，应在不携带上述负荷或设备的情况下进行审定。

注：在内装负荷条件下符合噪声标准的直升机，如果在携带外挂负荷或设备运行时的总质量或其他运行参数超过了内装负荷适航审定的数值，则可在进行这种运行时被排除在外。

6.10.6　根据6.10.1、6.10.2、6.10.3 和6.10.4 提出申请的，可选择符合附录H的标准而非附录K的噪声合格审定标准。

注：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

6.11　2018年1月1日或以后提交型号合格证或衍生型合格审定申请的倾转旋翼航空器

6.11.1　2018年1月1日或以后提交型号合格证的倾转旋翼航空器的噪声合格审定标准见附录L，包括其衍生型。

6.11.2　对能够携带外挂负荷或外挂设备的倾转旋翼航空器的噪声合格审定，应在未装载这些负荷或设备的情况下进行。

6.11.3　附录L的标准如不足以用于具有一种或多种仅为短距起降（STOL）进行适航审定的构型的倾转旋翼航空器，可需要不同的或附加的程序、条件。

注：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

6.12　2017年12月31日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为55 000 kg和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2020年12月31日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于55 000 kg的亚音速喷气式飞机和2020年12月31日或以后提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为8 618 kg以上但低于55 000 kg的螺旋桨驱动的飞机

6.12.1　除那些在最大适航审定质量条件下所需跑道（不包含停止道或净空道）长度等于或小于610 m的飞机，或专门为农业或消防用途设计和使用的螺旋桨驱动的飞机外，下述飞机噪声合格审定标准见附录M：

a)　2017年12月31日或以后提交了其型号合格证申请，最大审定起飞质量为55 000 kg和以上的所有亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机，包括它们的衍生型；

b)　2020年12月31日或以后提交了其型号合格证申请，最大审定起飞质量低于55 000 kg的所有亚音速喷气式飞机，包括它们的衍生型；

c)　2020年12月31日或以后提交了其型号合格证申请，最大审定起飞质量为8 618 kg以上但低于55 000 kg的所有螺旋桨驱动的飞机，包括它们的衍生型；

d)　经初始审定证明符合6.2、6.3或6.4的要求，且请求根据附录M作重新审定的所有亚音速喷气式飞机和所有螺旋桨驱动的飞机。

注：关于申请重新审定的指导材料，见ICAO Doc 9501 Volume I。

6.12.2　已登记的喷气式飞机和最大审定起飞质量为8 618 kg以上的螺旋桨驱动的飞机在下列情况下无须表明符合ICAO Annex 16 Volume I各项标准的规定：

a)　在整个飞行过程中有一个或多个可收放的起落架在放下位置的飞行；

b)　备用发动机和短舱托架附于飞机蒙皮外，且吊架或其他外部固定装置回收；

c)　发动机和/或短舱的限时更改，且此型号设计的更改明确规定，飞机的运行时间不得超过90 D，除非证明型号设计的更改符合ICAO Annex 16 Volume I的规定。

注1：适用于必要的维修工作导致的更改。

注2：另见ICAO Annex 16 Volume I第II部分第1章1.10、1.11、1.12和1.13。

6.13　直升机进场噪声测量方法

H.5.4中所述的进场基准程序，规定了一个单一的进场航迹角。对于部分直升机来说，可能与脉冲噪声状态重合，可按附录O所述进行附加测量，对用于确定符合性的备选方法进行评定。

6.14 1998 年 5 月 13 日或以后和 2018 年 1 月 1 日以前提交型号合格证或衍生型合格审定申请的倾转旋翼航空器

6.14.1 1998 年 5 月 13 日或以后和 2018 年 1 月 1 日以前提交型号合格证的倾转旋翼航空器的噪声合格审定标准见附录 P，包括其衍生型。

6.14.2 对能够携带外挂负荷或外挂设备的倾转旋翼航空器的合格审定，应在未装载这些负荷或设备的情况下进行。

6.14.3 附录 P 的标准如不足以用于还具有一种或多种仅为短距起降（STOL）进行适航审定的构型的倾转旋翼航空器，有需要不同的或附加的程序、条件。

7 噪声合格审定文件

噪声合格审定文件的格式及结构的要求见附录Q。

8 用于监测目的的噪声测量

为监测目的进行航空器噪声测量时，应使用附录R的方法。

注：监测的目的包括：监测是否符合已经为飞行中和地面上的航空器制定的噪声抑制要求，并检查此种要求的有效性。指明为航空器设计目的使用的噪声测量方法与为监测目的使用的方法所得数值之间的关联程度是必要的。

9 机场噪声评估

应按ICAO Doc 9911所述的方法进行机场周围噪声评估。

10 噪声管理的平衡做法

10.1 ICAO Annex 16 Volume I 第 II 部分的规定旨在进行以鉴定航空器发出的最大噪声为特点的噪声合格审定。但是，经局方批准且包含在运行手册中的噪声抑制程序，可使航空器运行过程中的噪声得到消减。

噪声管理平衡做法包括确定机场噪声问题，然后分析各种可用措施，以便通过对四大要素（即从源头减噪、土地使用规划与管理、噪声抑制操作程序和运行限制）进行深入研究来减少噪声，从而达到以最具成本效益的方式解决噪声问题的目标。平衡做法的所有要素都在ICAO Doc 9829中进行了阐述。

10.2 除非审定当局根据适当的研究和咨询，确定存在噪声问题，否则不得采用航空器噪声抑制操作程序。

10.3 抑制噪声的航空器运行程序应与使用相关机场的运营人协商制定。

10.4 在制定适当的航空器噪声抑制操作程序时，应考虑以下因素：

a) 噪声问题的性质和程度，包括：
   1) 噪声敏感区域的位置；
   2) 关键时段；
b) 所涉航空器的类型，包括航空器质量、机场标高、温度等考虑因素；
c) 可能最有效的程序类型；
d) 超障余度（见 ICAO Doc 8168 Volume I & Volume II）；
e) 操作程序应用中人的行为能力。

注1：关于飞机噪声抑制操作程序，见ICAO Annex 16 Volume I第4章。

注2：关于人的行为能力的指导材料，见ICAO Doc 9683。

10.5 虽然土地使用规划和管理是国家和/或地方规划当局而非审定当局的职责，但国际民航组织已经制定相关指导材料，用于帮助规划当局采取适当措施，以确保对机场周围的土地使用进行协调管理，使机场利益和周围社区利益同时得到兼顾。

[来源：ICAO Doc 9184 Part 2]

11 为土地使用规划目的获得直升机噪声数据

当利用噪声合格审定数据或任选的补充试验数据来进行土地使用规划时，可以采用附录S中的指导材料为预测直升机的噪声等值线图提供合适数据，同时协助制定直升机噪声抑制运行程序。

MH

附 录 A
（资料性）
符号和缩略语

本文件适用的符号和缩略语见表A.1～表A.7。

表A.1 速度相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
Best R/C	m/s	最佳爬升率	在最大功率设定值和发动机转速下的经审定的最大起飞爬升率。
C_{HR}	m/s	飞机所在高度上的基准声速	标准日中，飞机处于平均海平面之上的基准高度时对应环境温度的基准声速，并假设直减率为每 100 m 降低 0.65 ℃。
C_R	m/s	基准声速	基准温度条件（25 °C）下的声速。
M_{ATR}	—	直升机旋翼基准前行桨尖马赫数	基准旋翼旋转桨尖速度与直升机基准速度之和，除以基准声速。
M_H	—	螺旋桨桨尖马赫数	螺旋桨试验旋转桨尖速度的平方与飞机试验空速的平方之和的平方根，除以试验声速。
M_{HR}	—	螺旋桨桨尖基准马赫数	螺旋桨基准旋转桨尖速度的平方与飞机基准速度的平方之和的平方根，除以基准声速。
V_{AR}	m/s	调整后的基准速度	在非标准试验日，为取得与基准条件下的基准速度相同的前行桨尖马赫数而调整的直升机基准速度。
V_{CON}	m/s	转换模式下的最大空速	转换模式下倾转旋翼航空器的不可超越空速。
V_G	m/s	地速	航空器相对于地面的速度。
V_{GR}	m/s	基准地速	航空器在基准条件下、在地面轨迹方向相对于地面的真速。V_{GR}是航空器基准速度 V_R的水平分量。
V_H	m/s	最大平飞空速	直升机在以最大连续功率水平飞行的最大空速。
V_{MCP}	m/s		倾转旋翼航空器在飞机模式下以最大连续功率水平飞行的最大空速。
V_{MO}	m/s	最大运行空速	倾转旋翼航空器不得故意超过的最大使用限制空速。
V_{NE}	m/s	不可超越空速	不得故意超过的最大使用限制空速。
V_R	m/s	基准速度	航空器在基准条件下在基准航迹方向上的真速。 **注：**该符号不应与通常用于飞机起飞旋转速度的符号相混淆。
V_{REF}	m/s	基准着陆空速	具有规定着陆构型的飞机下降通过跑道入口高度时的速度。该速度决定了人工着陆时的着陆距离。
V_S	m/s	失速空速	着陆构型的最小稳定空速。
V_{tip}	m/s	桨尖速度	试验条件下旋翼或螺旋桨桨尖的旋转速度，不包括航空器速度分量。
V_{tipR}	m/s	基准桨尖速度	基准条件下旋翼或螺旋桨桨尖的旋转速度，不包括航空器速度分量。
V_Y	m/s	最佳爬升率速度	最佳起飞爬升率的试验空速。
V_2	m/s	起飞安全速度	安全起飞的最小空速。

表A.2 时间相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
t_0	s	基准持续时间	在计算 EPNL 的积分等式中用作基准的时间长度，其中 t_0=10 s。
t_R	s	基准接收时间	完整程序中使用的根据航空器基准位置的时间和航空器与传声器之间的距离计算出的基准接收时间。
Δt	s	时间增量	三分之一倍频程频谱之间相等的时间增量，其中 Δt=0.5 s。
δt_R	s	基准时间增量	完整的方法中使用的与 PNLT 点相关联的基准接收时间之间时间增量的有效持续时间。

表A.3 编号相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
i	—	频带编号	表示标称几何中心平均频率从 50 至 10000 Hz 的 24 个三分之一倍频程频带的序号。
k	—	时间增量编号	表示噪声时间历程中任何一个 0.5 s 频谱的编号。对于完整方法，与每个 k 值相关的调整后的时间增量映射到基准条件下后很可能会与最初的 0.5 s 时间增量不同。
k_F	—	第一个时间增量标识符	在离散的实测 PNLT 时间历程上表示第一个 10 dB 降点。
k_{FR}	—	基准条件下第一个时间增量标识符	使用完整方法，在离散的 PNLT 时间历程上表示第一个 10 dB 降点。
k_L	—	最后一个时间增量标识符	在离散的实测 PNLT 时间历程上表示最后一个 10 dB 降点。
k_{LR}	—	基准条件下最后一个时间增量标识符	使用完整方法，在离散的 PNLT 时间历程上表示最后一个 10 dB 降点。
k_M	—	最大 PNLTM 时间增量编号	PNLTM 时间增量的编号。
t	s	历经的时间	从基准零开始测量的时间长度。
t_1	s	第一个 10 dB 降点的时刻	连续的时间函数上第一个 10 dB 降点的时刻（见 k_F）。
t_2	s	最后一个 10 dB 降点的时刻	连续的时间函数上最后一个 10 dB 降点的时刻（见 k_L）。

表A.4 噪声的度量相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
EPNL	EPNdB	有效感觉噪声级	航空器通过时的单个数值评估量。考虑到航空器噪声对人的主观影响，是经频谱不规则性（PNLT）调整后的感觉噪声级（PNL）在噪声持续时间上的积分，归一化为 10 s 的基准持续时间。
$EPNL_A$	EPNdB	进近EPNL	在飞机进近基准测量点处的有效感觉噪声级。
$EPNL_F$	EPNdB	飞越EPNL	在飞机飞越基准测量点处的有效感觉噪声级。
$EPNL_L$	EPNdB	横侧EPNL	在飞机横侧基准测量点处的有效感觉噪声级。
L_{AE}	dB(A)	声暴露级(SEL)	航空器通过时的单个事件噪声级，是A加权声级（dB(A)在噪声持续时间上的积分，归一化为1 s的基准持续时间）。
L_{AS}	dB(A)	慢A计权声级	在指定时间段上具有A频率计权和S时间加权的声级。
L_{ASmax}	dB(A)	最大慢A计权声级	在指定时间间隔内L_{AS}的最大值。
L_{ASmaxR}	dB(A)	基准最大慢A计权声级	在指定时间间隔内修正至基准条件的L_{AS}的最大值。
$LIMIT_A$	EPNdB	进近EPNL限值	在飞机进近基准测量点处的最大允许噪声级。
$LIMIT_F$	EPNdB	飞越EPNL限值	在飞机飞越基准测量点处的最大允许噪声级。
$LIMIT_L$	EPNdB	横侧EPNL限值	在飞机横侧基准测量点处的最大允许噪声级。
n	noy	感觉噪度	给定频谱的三分之一倍频程声压级的感觉噪度。
N	noy	总感觉噪度	从24个n值计算出的给定频谱的总感觉噪度。
PNL	PNdB	感觉噪声级	基于感觉的噪声评定量，反映了在航空器通过期间在给定点处接收到的宽带噪声的主观影响。是根据经验确定的与随机噪声样本1 kHz三分之一倍频程的噪度相当的噪声级。（相关规范见ICAO Annex 16,Volume I附录2第4.2节）。
PNLT	TPNdB	纯音修正感觉噪声级	给定的、经频谱不规则性调整后的频谱的PNL值。
$PNLT_R$	TPNdB	基准纯音修正感觉噪声级	调整至基准条件的PNLT值。

表 A.4 噪声的度量相关符号和缩略语（续）

$PNLTM$	TPNdB	最大纯音修正感觉噪声级	在指定时间历程上，经过频带共用调整值ΔB调整的PNLT的最大值。
$PNLTM_R$	TPNdB	基准最大纯音修正感觉噪声级	在指定时间历程上，经过频带共用调整的PNLTR的最大值，简化方法调整值为Δ_B，完整方法为Δ_{BR}。
SPL	dB	声压级	在指定的频率范围上任一时刻相对于20 μPa基准级的声级。声压级是由声压平方的时间均值与基准声压20 μPa平方的比值取以10为底的对数，再乘以10计算得到的。 注：典型的航空器噪声审定的使用要指出具体的三分之一倍频程，例如，SPL(i,k)是航空器噪声时间历程中第k个频谱的第i个频带。
SPL_R	dB	基准声压级	调整至基准条件的三分之一倍频程声压级。
SPL_S	dB	慢加权声压级	应用了S时间加权的三分之一倍频程声压级的值。
Δ_1	TPNdB	PNLTM调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录2或附篇F下。在简化的调整方法中，为考虑在PNLTM时刻，试验条件和基准条件之间由于大气声吸收及噪声传播路径长度的差别所致的噪声级的变化而加到由实测噪声值计算出的EPNL上的调整量。
	dB(A)	PNLTM调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录4下。为考虑由于直升机试验和基准高度之间的差别所致的球面发散和持续时间噪声级的变化而加到实测L_{AE}上的调整量。
	dB(A)	PNLTM调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录6下。对于不超过8618 kg的螺旋桨驱动的飞机，为考虑由于飞机试验高度和基准高度之间的差别所致的噪声级的变化而加到实测L_{ASmax}上的调整量。
Δ_2	TPNdB	持续时间调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录2或附篇F下。在简化的调整方法中，为考虑由于试验航空器相对于传声器的速度和位置与基准速度和位置的差别造成的噪声持续时间的变化所致的噪声级的变化而加到由实测噪声值计算出的EPNL上的调整量。
	dB(A)	持续时间调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录4下。为考虑由于基准和调整空速之间的差别所致的噪声级的变化而加到实测L_{AE}上的调整量。
	dB(A)	持续时间调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录6下。对于不超过8618 kg的螺旋桨驱动的飞机，为考虑到由于试验和基准螺旋桨斜尖马赫数之间的差别所致的噪声级的变化而加到实测L_{ASmax}上的调整量。
Δ_3	TPNdB	源噪声调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录2下。在简化的或完整的调整方法中，为考虑由于试验条件和基准条件下源噪声产生机制的差别所致的噪声级的变化而加到由实测噪声值计算出的EPNL上的调整量。
	dB(A)	源噪声调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录6下。对于不超过8618 kg的螺旋桨驱动的飞机，为考虑到由于试验和基准发动机功率之间的差别所致的噪声级的变化而加到实测L_{ASmax}上的调整量。
Δ_4	dB(A)	大气声吸收调整量	在ICAO Annex 16 Volume I附录6下。对于不超过8618 kg的螺旋桨驱动的飞机，为考虑由于飞机试验高度和基准高度之间的差别所致的大气声吸收的变化而加到由实测噪声值计算出的L_{ASmax}上的调整量。
$\Delta A(i)$	dB	大气声吸收调整量	对于根据ICAO Annex 16 Volume I附录2评估的航空器，在试验日大气条件下针对三分之一倍频程频带i计算得出的大气声吸收调整总量。
$\Delta A_R(i)$	dB	基准大气声吸收调整量	对于根据ICAO Annex 16 Volume I附录2评估的航空器，在基准大气条件下针对三分之一倍频程频带i计算得出的大气声吸收调整总量。
Δ_B	TPNdB	频带共用调整量	为考虑由于一纯音的三分之一倍频程的频带共用所致可能出现的该纯音的抑制现象而加到最大PNLT上的调整量。PNLTM等于最大的PNLT加上Δ_B。
Δ_{BR}	TPNdB	基准频带共用调整量	在完整的调整方法中，为考虑由于一个纯音的三分之一倍频程的频带共用所致可能出现的该纯音的抑制现象而加到PNLTR上的调整量。PNLTMR等于最大的PNLTR加上Δ_{BR}。
Δ_{peak}	TPNdB	峰值调整量	当由实测数据计算EPNL并调整至基准条件的过程中，识别出的次级峰值的PNLT大于经调整过的PNLTM频谱的PNLT时，加到由实测噪声值计算出的EPNL上的调整量。

表A.5 PNL 和纯音修正的计算相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
C	dB	纯音修正因子	为考虑存在诸如纯音等的频谱不规则性而加到给定频谱的 PNL 上的修正值。
f	Hz	频率	三分之一倍频程的标称几何平均中心频率。
F	dB	Delta-dB	给定频谱中的一个三分之一倍频程的原始声压级与最终宽带声压级之间的差。
$log\ n(a)$	—	呐值间断点坐标	表示 SPL 随 log n 变化的各直线交点的 log n 值。
M	—	呐值曲线的反斜率	表示 SPL 随 log n 变化的各直线的斜率的倒数。
s	dB	声压级斜率	给定频谱中相邻三分之一倍频程声压级的变化。
Δ_s	dB	声压级斜率的变化	
S'	dB	调整后的声压级斜率	给定频谱中相邻的经调整的三分之一倍频程声压级的变化。
$\overline{s}$	dB	声压级的平均斜率	
$SPL(a)$	dB	呐值间断点声压级	表示 SPL 随 log n 变化的各直线间断点坐标上的 SPL 值。
$SPL(b)$	dB	呐值曲线的截距	表示 SPL 随 log n 变化的直线在 SPL 轴上的截距。
$SPL(c)$	dB	呐值曲线的截距	表示 SPL 随 log n 变化的直线在 SPL 轴上的截距。
$SPL(d)$	dB	呐值间断点声压级	log n 等于−1 处间断点的 SPL 值。
$SPL(e)$	dB	呐值间断点声压级	log n 等于 log 0.3 处间断点的 SPL 值。
SPL'	dB	经调整的声压级	给定频谱的一个三分之一倍频程上向宽频带声压级的第一次近似。
SPL''	dB	最终的宽带声压级	给定频谱的一个三分之一倍频程上向宽带声压级的第二次和最终的近似。

表A.6 轨迹几何位置相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
H	m	高度	航空器的航迹切入垂直于中央传声器基准地面轨迹的垂直几何平面点的高度。
H_R	m	基准高度	航空器的基准航迹切入垂直于中央传声器基准地面轨迹的垂直几何平面点的基准高度。
X	m	航空器沿地面轨迹的位置	航空器在特定时间点上沿 x 轴的位置坐标。
Y	m	航空器相对于基准地面轨迹的横侧位置	航空器在特定时间点上沿 y 轴的位置坐标。
Z	m	航空器相对于基准地面轨迹的垂直位置	航空器在特定时间点上沿 z 轴的位置坐标。
θ	度	声发射角	航迹与直接传到传声器的声传播路径之间的角度。对于实测航迹和基准航迹，该角度是一样。
ψ	度	仰角	声传播路径与传声器所处水平面之间的角度，此处的声传播路径被定义为实测航迹上的声发射点和传声器薄膜之间的连线。
ψ_R	度	基准仰角	基准声传播路径与基准传声器位置所处水平面之间的角度，此处的基准声传播路径被定义为基准航迹上的声发射点和基准传声器薄膜之间的连线。

表A.7 其他相关符号和缩略语

符号/缩略语	单位	名称	含义
antilog	—	以 10 为底的反对数	
D	m	直径	表示噪声时间历程中任何一个 0.5 s 频谱的编号。对于完整方法，与每个 k 值相关的调整后的时间增量映射到基准条件下后很可能会与最初的 0.5 s 时间增量不同。
D_{15}	m	起飞距离	飞机飞到距地面 15m 高度所需的起飞距离。
e	—	欧拉数	数学常数，自然对数的底，约为 2.71828。
log	—	以 10 为底的对数	
N	rpm	螺旋桨转速	
N_1	rpm	压气机转速	涡轮发动机低压压气机第一级风扇的转速。
RH	%	相对湿度	环境大气的相对湿度。
T	℃	温度	环境大气温度。
u	m/s	风速沿轨迹分量	风速矢量沿基准地面轨迹的分量。
v	m/s	风速横向分量	风速矢量水平垂直于基准地面轨迹的分量。
α	dB/100 m	试验时的大气吸声系数	在指定的三分之一倍频程上，由实测大气的温度和相对湿度造成的大气声吸收所导致的声衰减率。
α_R	dB/100 m	基准大气吸声系数	在指定的三分之一倍频程上，由基准大气的温度和相对湿度造成的大气声吸收所导致的声衰减率。
μ	—		对于喷气式飞机，通常为计算源噪声调整时使用的归一化的低压风扇转速、归一化的发动机推力或发动机压比。

附 录 B
（规范性）
1977 年 10 月 6 之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机噪声合格审定标准

B.1 噪声评估测量

噪声评估测量应按照ICAO Annex 16 Volume I附录1的方法开展，有效感觉噪声级的单位为EPNdB。

B.2 噪声测量点

当按B.5中的飞行试验程序试验时，飞机在下列各点的噪声不得超过B.3中规定的噪声级：

a) 横侧噪声测量点：此点位于与跑道中心线或其延长线平行，且距该中心线或其延长线 650 m 的边线上，起飞时该点的噪声级最大；
b) 飞越噪声测量点：此点位于跑道中心线的延长线上距滑跑起始点 6.5 km 处；
c) 进场噪声测量点：地面上的此点在跑道中心线的延长线上，位于在跑道入口向里 300 m 处引出的坡度为 3° 的下滑道上垂直向下 120 m（394 ft）的地方。在平地上，该点相当于距跑道入口 2 000 m 的位置。

B.3 最大噪声级

B.3.1 按ICAO Annex 16 Volume I附录1的噪声评定方法确定的6.1.1中所述飞机的最大噪声级不得超过下述数值：

a) 横侧和进场噪声测量点：对于最大审定起飞质量为 272 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 108 EPNdB，且随质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少 2 EPNdB，直到最大起飞质量减至 34000 kg，噪声级减至 102 EPNdB，以后该值保持恒定；
b) 飞越噪声测量点：对于最大审定起飞质量为 272 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 108 EPNdB，且随质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少 5 EPNdB，直到最大起飞质量减至 34 000kg，噪声级减至 93 EPNdB，以后该值保持恒定。

注：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

B.3.2 按ICAO Annex 16 Volume I附录1的噪声评定方法确定的6.1.2中所述飞机的最大噪声级不得超过下述数值：

B.3.2.1 横侧噪声测量点

对于最大审定起飞质量为 400 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 106 EPNdB，且随质量的对数呈线性减少，直到最大起飞质量减至 35 000 kg，噪声级减至 97 EPNdB，以后该值保持恒定。

B.3.2.2 飞越噪声测量点

要求如下。

a) 装有两台或两台以下发动机的飞机：对于最大审定起飞质量为 325 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 104 EPNdB，并随质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少 4 EPNdB，直到噪声级减至 93 EPNdB，以后该值保持恒定。
b) 装有三台发动机的飞机：与 a)相同，但对于最大审定起飞质量为 325 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 107 EPNdB，或 B.3.1 b)中所规定的数值，以较低者为准。
c) 装有四台或四台以上发动机的飞机：与 a)相同，但对于最大审定起飞质量为 325 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 108 EPNdB，或 B.3.1 b) 中所规定的数值，以较低者为准。

B.3.2.3 进场噪声测量点

对于最大审定起飞质量为 280 000 kg 或以上的飞机，噪声限定值为 108 EPNdB，并随质量的对数呈线性减少，直到最大起飞质量减至 35 000 kg，噪声级减至 101 EPNdB，以后该值保持恒定。

注：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

B.4 综合评定

如果在一个或两个测量点处的噪声超过了最大噪声级，应满足以下条件：

a) 各点超出量之和不得大于 4 EPNdB，但对于装有 4 台涵道比为 2 或以上的发动机，且其原型机适航证申请是在 1969 年 12 月 1 日之前受理的或由审定当局为其执行的另一种等效规定程序是在该日之前进行的飞机，则各点超出量之和不得大于 5 EPNdB；

b) 任一单个点处的超出量不得大于 3 EPNdB；

c) 任何超出量应由其他一点或多点处最大噪声级的相应减少量来抵消。

B.5 试验程序

B.5.1 起飞试验程序

B.5.1.1 从起飞开始到距跑道至少为 210 m（690 ft）高的点都应使用平均起飞推力（可代表正常系列发动机的平均特性的起飞推力），其后推力不得低于维持至少 4%的爬升梯度所需要的推力。

B.5.1.2 离地后应尽快达到至少 V_2+19 km/h（V_2+10 kt）的速度，并在整个起飞噪声合格审定试验期间保持这一速度。

B.5.1.3 在整个起飞噪声合格审定验证试验过程中，除起落架可收起外，由申请人所选定的恒定的起飞构型应保持不变。

B.5.2 进场试验程序

B.5.2.1 飞机应平稳地沿着 3° ±0.5° 的下滑道飞行。

B.5.2.2 进场应以不低于 1.3 V_S+19 km/h（1.3 V_S+10 kt）的稳定空速进行，且进场期间和飞越测量点时要保持稳定推力，直至正常接地。

B.5.2.3 飞机构型应是襟翼处于允许的最大着陆位置。

注：关于等效程序的使用的指导材料，见ICAO Doc 9501 Volume I。

附 录 C
（规范性）
1977 年 10 月 6 日或以后和 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的亚音速喷气式飞机和 1985 年 1 月 1 日或以后和 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准。

C.1 噪声评估测量

噪声评估测量应按照ICAO Annex 16 Volume I附录2的方法开展，有效感觉噪声级的单位为EPNdB。

C.2 噪声测量点

C.2.1 基准噪声测量点

当按本附录标准进行试验时，飞机在下列各点的噪声不得超过C.3中规定的噪声级：

a) 横侧全功率基准噪声测量点：

1) 对于喷气式飞机：此点位于与跑道中心线平行并与之相距 450 m 的边线上，起飞时该点的噪声级最大；

2) 对于螺旋桨驱动的飞机：此点位于跑道中心线的延长线上，在飞机全起飞功率起始爬升航迹的垂直正下方 650 m 处（如 C.5.2 所定义）。在 2002 年 3 月 19 日以前，允许选择使用 C.2.1 a) 1)中的横侧噪声要求。

注：对于6.2.1 b) 中规定的在2002年3月19日之前提交其型号合格证申请的飞机，允许选择使用C.2.1 a) 1)中的横侧噪声要求。

b) 飞越基准噪声测量点：

此点位于跑道中心线的延长线上距滑跑起始点 6.5 km 处；

c) 进场基准噪声测量点：

地面上的此点在跑道中心线的延长线上，位于距跑道入口 2 000 m 处。在平地上，此点相当于在跑道上距跑道入口 300 m 处引出的坡度为 3° 的下滑道上，垂直向下 120 m（394 ft）处。

C.2.2 试验噪声测量点

C.2.2.1 如果试验噪声测量点与基准噪声测量点不在同一位置上，则应按照对试验航迹和基准航迹之间差异进行修正的方式，对测量点位置差异进行修正。

C.2.2.2 应用足够数量的横侧试验噪声测量点，向审定当局证明已明确测定了适当横侧边线上的最大噪声级。对于喷气式飞机，在跑道另一侧对称位置上的某一试验噪声测量点上应作同时的测量。对于螺旋桨驱动的飞机，由于其固有的横侧噪声的不对称性，在跑道另一侧对称位置上的每个试验噪声测量点上（与跑道轴线平行相距±10 m 内）应作同时的测量。

C.3 最大噪声级

按ICAO Annex 16 Volume I附录2的噪声评定方法确定的最大噪声级不得超过下述数值：

C.3.1 横侧全功率基准噪声测量点

对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为400 000 kg及以上的飞机，噪声限定值为103 EPNdB，且随质量的对数呈线性减少，直到最大审定起飞质量减至35 000 kg，噪声限定值减至94 EPNdB，以后该值保持恒定。

C.3.2 飞越基准噪声测量点

要求如下：

a) 装有两台或两台以下发动机的飞机：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为 385000 kg 及以上的飞机，噪声限定值为 101 EPNdB，且随飞机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少 4 EPNdB，直到噪声级减至 89 EPNdB，以后该值保持恒定。

b) 装有三台发动机的飞机：与 a)相同，但对于最大审定起飞质量为 385 000 kg 及以上的飞机，噪声限定值为 104 EPNdB。
c) 装有四台或四台以上发动机的飞机：与 a)相同，但对于最大审定起飞质量为 385 000 kg 及以上的飞机，噪声限定值为 106 EPNdB。

C.3.3 进场基准噪声测量点

对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为280 000 kg及以上的飞机，噪声限定值为105 EPNdB，且随质量的对数呈线性减少，直到最大审定起飞质量减至3 000 kg，噪声级减至98 EPNdB，以后该值保持恒定。

注：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

C.4 综合评定

如果在一个或两个测量点处的噪声超过了最大噪声级，应满足以下条件：
a) 超出量之和不得大于 3 EPNdB；
b) 任一单个点处的超出量不得大于 2 EPNdB；
c) 任何超出量应由其他一点或多点处的相应减少量来抵消。

C.5 噪声合格审定基准程序

C.5.1 一般条件

C.5.1.1 基准程序应符合适当的适航要求。

C.5.1.2 基准程序和航迹的计算应经审定当局批准。

C.5.1.3 除在 C.5.1.4 中所规定的条件之下以外，起飞和进场基准程序应分别是 C.5.2 和 C.5.3 中所规定的程序。

C.5.1.4 当申请人表明飞机的设计特性妨碍其按照 C.5.2 和 C.5.3 进行飞行时，基准程序应：
a) 仅以那些使遵守基准程序成为不可能的设计特性所要求的程度为限，偏离 C.5.2 和 C.5.3 中所规定的程序；
b) 经审定当局批准。

C.5.1.5 基准程序应在下述基准大气条件下计算。
a) 海平面的大气压力为 1 013.25 hPa，以国际民航组织标准大气界定的速度随高度增加而减小。
b) 海平面的外界大气温度为 25 ℃，以国际民航组织标准大气界定的速度随高度增加而降低（即每 100 m 降低 0.65 ℃）。
c) 恒定相对湿度为 70%。
d) 无风。
e) 在定义起飞和横侧噪声测量的基准起飞剖面时，跑道坡度为零。
f) 用于计算以下数据时，基准大气从温度和相对湿度的角度而言被认为是一致的（即外界温度为 25 ℃，相对湿度为 70%）：
   1) 大气吸收所导致的基准声衰减率；
   2) 计算基准声传播的几何位置时使用的基准声速。

C.5.2 起飞基准程序

起飞基准航迹应按下述方式计算。
a) 从起飞开始，至爬升到距跑道至少下列高度期间，应使用平均发动机起飞推力或功率：
   1) 装有两台或两台以下发动机的飞机：300 m（984 ft）；
   2) 装有三台发动机的飞机：260 m（853 ft）；
   3) 装有四台或四台以上发动机的飞机：210 m（689 ft）。
b) 在到达上述 a)中所规定的高度后，不得将推力或功率减少到低于维持下述条件所需的推力或功率以下，两者中以推力或功率较大者为准：
   1) 4%的爬升梯度；
   2) 对于多发飞机，在一发失效时的水平飞行；

3) （两者中以推力或功率较大者为准）。

c) 为确定全功率下横侧噪声级，应使用不减小推力或功率的贯穿整个过程的全起飞功率来计算基准航迹。

d) 速度应是：

1) 对于那些适用的适航要求为其规定了 V_2 的飞机而言，申请人所选定的、用于正常运行的所有发动机都工作时的起飞爬升速度。该速度应至少为 V_2+19 km/h（V_2+10 kt），但不大于 V_2+37 km/h（V_2+20 kt），而且应在离地之后尽快达到并在整个起飞噪声合格审定试验过程中予以保持。对于某一机型的所有基准质量而言，适用于 V_2 的增量应相同，除非根据飞机的性能特点，证实存在增量差异；

注：V_2根据适用的适航要求加以规定。

2) 对于那些适用的适航要求未为其规定 V_2 的飞机而言，15 m（50 ft）高度处的起飞速度加上一个至少为 19 km/h（10 kt）、但不大于 37 km/h（20 kt）的增量，或者是最低爬升速度，两者取较大值。该速度应在离地之后尽快达到并在整个起飞噪声合格审定试验过程中予以保持。

注：在15 m（50 ft）高度处的起飞速度和最低爬升速度根据适用的适航要求加以规定。

e) 除起落架可以收起外，申请人所选定的恒定的起飞构型应在整个起飞基准程序中保持；构型应被解释为系指系统和重心位置的状况，且应包括所使用的增升装置，无论辅助动力装置是否在工作以及引气口和提取装置是否在工作。

f) 松开刹车时的飞机质量应是噪声合格审定所要求的最大起飞质量。

g) 平均发动机应定义为：在飞机飞行试验期间直至审定期间所使用的，按照飞行手册中规定的限制和程序运行的所有符合审定要求的发动机的平均。由此建立一个包括推力/功率与控制参数（例如 N1 或 EPR）之间关系在内的技术标准。审定试验期间的噪声测量应修正到该标准。

h) 所使用的起飞推力/功率应是飞机飞行手册中性能部分中给出的，在 C.5.1.5 中规定的基准大气条件下正常运行时可获得的最大值。

C.5.3 进场基准程序

起飞基准航迹应按下述方式计算：

a) 飞机应稳定地沿着一条 3° 的下滑航迹飞行；

b) 在测量点上方时，应在稳定的推力或功率下，保持 V_{REF}+19 km/h（V_{REF}+10 kt）的稳定进场速度；

注：在适航术语中，V_{REF}被定义为“基准着陆速度”。根据该定义，基准着陆速度指“具有规定着陆构型的飞机，下降通过跑道入口高度时的速度。该速度决定了人工着陆时的着陆距离。”

c) 除起落架处于放下位置外，在整个进场基准程序中应保持在适航审定试验中所用的恒定进场构型；

d) 接地时飞机的质量应是噪声合格审定所要求的，且 C.5.3 c)中所规定的进场构型所允许的最大着陆质量；

e) 应使用在合格审定所要求的质量下最为临界的（即产生最大噪声级的）构型，并且正常打开包括产生升力和阻力的装置在内的各气动操纵面。该构型包括 ICAO Annex 16 Volume I 附录 2 的 5.2.5 中列出的、对在正常运行中以最大着陆质量着陆时产生最严重的连续噪声状态起到促成作用的所有项目。

C.6 试验程序

C.6.1 试验程序应是审定当局所能接受的。

C.6.2 试验程序和噪声测量值应以经过批准的方式进行和处理，以得出ICAO Annex 16 Volume I附录2中所述的、被称为有效感觉噪声级（EPNL）的噪声评定的度量，单位为EPNdB。

C.6.3 声学数据应按ICAO Annex 16 Volume I附录2所述的方法，调整到本附录所规定的基准条件下。速度和推力的调整应按ICAO Annex 16 Volume I附录2第8节所述的方式进行。

C.6.4 如果试验时的质量不同于噪声合格审定所要求的质量，则对EPNL作出的必要调整，对起飞不得超过2 EPNdB，对进场不得超过1 EPNdB。应使用审定当局批准的数据来确定起飞和进场两种试验条件

下EPNL随质量发生的变化。同样，针对进场航迹与基准航迹的偏离对EPNL作出的必要调整不得超过2 EPNdB。

C.6.5 对于进场条件，若飞机沿角度为3° ±0.5° 的稳定下滑道飞行，则应接受试验程序。

C.6.6 如果使用不同于基准程序的等效试验程序，则试验程序和用于将结果调整到基准程序下的所有方法都应经过审定当局批准。调整量对于起飞不得超过16 EPNdB，对于进场不得超过8 EPNdB，若调整量分别多于8 EPNdB和4 EPNdB，则所得数值应低于C.3中所规定的限制噪声级超过2 EPNdB。

注：关于等效程序的使用的指导材料，见ICAO Doc 9501 Volume I。

C.6.7 对于起飞、横侧和进场条件，飞机的瞬时指示空速的变化应保持在10 dB降各点之间平均空速的±3%以内。这应参照驾驶员的空速表来确定。但是，当瞬时指示空速与在10 dB降区间内的平均空速的差值超过±5.5 km/h（±3 kt），且驾驶舱的审定当局代表判定该情况是由大气紊流造成的时，则应取消为受到影响的飞行所作的噪声合格审定。

附 录 D
（规范性）
2006年1月1日或以后和2017年12月31日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为55 000 kg和以上的亚音速喷气式飞机和螺旋桨驱动的飞机、2006年1月1日或以后和2020年12月3 日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量低于55 000 kg的亚音速喷气式飞机和2006年1月1日或以后和2020年12月31日之前提交型号合格证申请的最大审定起飞质量为8 618 kg以上但低于55 000 kg的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准

D.1 噪声评估测量

噪声评估测量应按照ICAO Annex 16 Volume I附录2的方法开展，有效感觉噪声级的单位为EPNdB。

D.2 噪声测量点

D.2.1 基准噪声测量点

当按本附录标准进行试验时，飞机在附录C的C.2.1规定各点上测得的噪声不得超过D.3规定的最大噪声级。

D.2.2 试验噪声测量点

应符合附录C的C.2.2中有关试验噪声测量点的规定。

D.3 最大噪声级

D.3.1 附录C的C.3中规定了允许的最大噪声级，在任何测量点都不得超过这些噪声级。

D.3.2 所有三个测量点的最大噪声级与附录C中C.3规定的允许的最大噪声级的差值之和不得小于10 EPNdB。

D.3.3 任意两个测量点的最大噪声级与附录C中C.3规定的相应的允许的最大噪声级的差值之和不得小于2 EPNdB。

注：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

D.4 噪声合格审定基准程序

噪声合格审定基准程序应与附录C的C.5中所规定的一样。

D.5 试验程序

试验程序应与附录C的C.6中所规定的一样。

D.6 重新审定

对于6.3.1 c)中所规定的飞机，应在确定其符合附录D的证据与6.3.1 a)和 b)中所规定的飞机相关的证据具有同等满意度的基础上，准予重新审定。

附 录 E
（规范性）
1985 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的 8 618 kg 以上的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准

E.1 噪声评估测量

噪声评估测量应按照ICAO Annex 16 Volume I附录2的方法开展，有效感觉噪声级的单位为EPNdB。

E.2 噪声测量点

E.2.1 基准噪声测量点

当按本附录标准进行试验时，飞机在下列各点的噪声不得超过E.3中规定的噪声级：

a) 横侧基准噪声测量点：
此点位于与跑道中心线或其延长线平行，且相距该中心线或其延长线 450 m 的边线上，起飞时该点的噪声级最大；

b) 飞越基准噪声测量点：
此点位于跑道中心线的延长线上距滑跑起始点 6.5 km 处；

c) 进场基准噪声测量点：
地面上的此点在跑道中心线的延长线上，位于距跑道入口 2 000 m 处。在平地上，此点相当于在跑道上距跑道入口 300 m 处引出的坡度为 3° 的下滑道上，垂直向下 120 m（394 ft）处。

E.2.2 试验噪声测量点

E.2.2.1 如果试验噪声测量点与基准噪声测量点不在同一位置上，则应按照对试验航迹和基准航迹之间差异进行修正的方式，对测量点位置差异进行修正。

E.2.2.2 应用足够数量的横侧试验噪声测量点，向审定当局证明已明确测定了适当横侧边线上的最大噪声级。在跑道另一侧对称位置的试验噪声测量点上应作同时的测量。

E.2.2.3 申请人应向审定当局证明，飞行试验中横侧和飞越噪声级的优化并不是以增加彼此的噪声级为代价而分别达到的。

E.3 最大噪声级

按ICAO Annex 16 Volume I附录2的噪声评定方法确定的最大噪声级不得超过下述数值：

a) 横侧基准噪声测量点：对于噪声合格审定所要求的最大起飞质量在 34 000 kg 以下的飞机，噪声限定值恒定为 96 EPNdB，且随飞机质量的对数呈线性增加。从该点起，质量每增加 1 倍，噪声级增大 2 EPNdB，直至噪声级增加到 103 EPNdB，以后该值保持恒定；

b) 飞越基准噪声测量点：对于噪声合格审定所要求的最大起飞质量在 34 000 kg 以下的飞机，噪声限定值恒定为 89 EPNdB，且随飞机质量的对数呈线性增加。从该点起，质量每增加 1 倍，噪声级增大 5 EPNdB，直至噪声级增加到 106 EPNdB，以后该值保持恒定；

c) 进场基准噪声测量点：对于噪声合格审定所要求的最大起飞质量在 34 000kg 以下的飞机，噪声限定值恒定为 98 EPNdB，且随飞机质量的对数呈线性增加。从该点起，质量每增加 1 倍，噪声级增大 2 EPNdB，直至噪声级增加到 105 EPNdB，以后该值保持恒定。

注：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

E.4 综合评定

如果在一个或两个测量点处的噪声超过了最大噪声级，应满足以下条件：

a) 超出量之和不得大于 3 EPNdB；

b) 任一单个点处的超出量不得大于 2 EPNdB；

c) 任何超出量应由其他一点或多点处最大噪声级的相应减少量来抵消。

E.5 噪声合格审定基准程序

E.5.1 一般条件

E.5.1.1 基准程序应符合适当的适航要求。

E.5.1.2 基准程序和航迹的计算应经审定当局批准。

E.5.1.3 除在 E.5.1.4 中所规定的条件之下以外，起飞和进场基准程度应分别是 E.5.2 和 E.5.3 中所规定的程序。

E.5.1.4 当申请人表明飞机的设计特性妨碍其按照 E.5.2 和 E.5.3 进行飞行时，基准程序应：

a) 仅以那些使遵守基准程序成为不可能的设计特性所要求的程度为限，偏离 E.5.2 和 E.5.3 中所规定的程序；
b) 经审定当局批准。

E.5.1.5 基准程序应在下述基准大气条件下计算。

a) 海平面大气压力为 1 013.25 hPa，它以国际民航组织标准大气界定的速度随高度增加而减小。
b) 海平面的外界大气温度为 25 ℃，它以国际民航组织标准大气界定的速度随高度增加而降低（即每 100 m 降低 0.65 ℃），但审定当局可自行决定采用替代的海平面外界大气温度 15 ℃。
c) 恒定相对湿度为 70%。
d) 无风。
e) 用于计算以下数据时，基准大气从温度和相对湿度的角度讲被认为是均匀的（即外界温度为 25 ℃，相对湿度为 70%）：
   1) 大气吸收所导致的基准声衰减率；
   2) 计算基准声传播的几何位置时使用的基准声速。

注1：关于计算基准大气压随高度的变化的详细信息，见ICAO Doc 9501 Volume I。
注2：国际民航组织标准大气的特征载于ICAO Doc 7488(第3版)。

E.5.2 起飞基准程序

起飞基准航迹应按下述方式计算：

a) 从起飞开始，至爬升到距跑道至少下列高度期间，应使用平均起飞功率。所使用的起飞功率应是飞机飞行手册中性能部分中给出的、在 E.5.1.5 中规定的基准大气条件下正常运行时可获得的最大功率。
   1) 装有两台或两台以下发动机的飞机：300 m（984 ft）；
   2) 装有三台发动机的飞机：260 m（853 ft）；
   3) 装有四台或四台以上发动机的飞机：210 m（689 ft）。
b) 在到达上述 a)中所规定的高度后，不得将功率减少到低于维持下述条件所需的功率，两者中以推力或功率较大者为准：
   1) 4%的爬升梯度；
   2) 对于多发飞机，一发失效时的水平飞行。
c) 速度应是申请人所选定的、用于正常运行的所有发动机都工作时的起飞爬升速度，它应至少为 V_2+19 km/h（V_2+10 kt），而且应在离地之后尽快达到并在整个起飞噪声合格审定试验过程中予以保持；
d) 除起落架可以收起外，申请人所选定的恒定的起飞构型应在整个起飞基准程序中保持；
e) 松开刹车时的飞机质量应是噪声合格审定所要求的最大起飞质量。

E.5.3 进场基准程序

进场基准航迹应按下述方式计算：

a) 飞机应稳定地沿着一条 3° 下滑航迹飞行；
b) 进场应在不小于 1.3V_S+19 km/h（1.3V_S+10 kt）的稳定空速下进行，并在进场、越过测量点，直至正常接地的过程中功率稳定；
c) 除起落架处于放下位置外，在整个进场基准程序中应保持在适航性审定试验中所用的恒定进场构型；

d) 接地时飞机的质量应是噪声合格审定所要求的，且E.5.3 c)中所规定的进场构型所允许的最大着陆质量；
e) 应使用在审定所要求的质量下最为临界的（即产生最高噪声级的）构型。

E.6 试验程序

E.6.1 试验程序应是审定当局所能接受的。

E.6.2 试验程序和噪声测量值应以经过批准的方式来进行和处理，以得出ICAO Annex 16 Volume I附录2中所述的、被称为有效感觉噪声级（EPNL）的噪声评定的度量，单位为EPNdB。

E.6.3 各声学数据应按ICAO Annex 16 Volume I附录2所述的方法，调整到本附录所规定的基准条件下。速度和推力的调整应按ICAO Annex 16 Volume I附录2第8节所述的方式进行。

E.6.4 如果试验时的质量不同于噪声合格审定所要求的质量，则对EPNL作出的必要调整，对起飞不得超过2 EPNdB，对进场不得超过1 EPNdB。应使用审定当局批准的数据来确定起飞和进场两种试验条件下EPNL随质量发生的变化。同样，针对进场航迹与基准航迹的偏离对EPNL作出的必要调整不得超过2 EPNdB。

E.6.5 对于进场条件，若飞机沿角度为3° ±0.5° 的稳定下滑道飞行，则应接受试验程序。

E.6.6 如果使用不同于基准程序的等效试验程序，则试验程序和用于将结果调整到基准程序下的所有方法都应经过审定当局批准。调整量对于起飞不得超过16 EPNdB，对于进场不得超过8 EPNdB。若调整量分别大于8 EPNdB和4 EPNdB，则所得数值不得在E.3中所规定的限制噪声级的2 EPNdB之内。

注：关于等效程序的使用的指导材料，见ICAO Doc 9501 Volume I。

附 录 F
（规范性）
1988 年 11 月 17 日之前提交型号合格证申请的不超过 8 618 kg 的螺旋桨驱动的飞机噪声合格审定标准

F.1 噪声评估测量

噪声评定测量应是国际电工技术委员会（IEC）第179号出版物中所界定的加权总声压级。用于声压级的每个正弦曲线部分的加权应表示为用标准基准曲线“A”表示的频率的函数。

F.2 最大噪声级

按ICAO Annex 16 Volume I附录3的噪声评定方法确定的6.5.1 a)和b)中所规定飞机的最大噪声级不得超过下述数值：

对于质量在 600 kg 以下的飞机，噪声限制值恒定为 68 dB(A)。从这个质量开始一直到 1 500 kg，噪声限制值呈线性增加，直至 80 dB(A)，以后该值保持恒定，直到质量增加至 8 618 kg。

注1：当飞机6.9.2的规定时，80 dB(A)的限定值也适用于质量在8618 kg以下的飞机。

注2：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

F.3 噪声合格审定基准程序

基准程序应在下述基准大气压条件下计算：

a) 海平面大气压力为 1 013.25 hPa，它以国际民航组织标准大气界定的速度随高度增加而减小；

b) 海平面的外界大气温度为 25 ℃，它以国际民航组织标准大气界定的速度随高度增加而降低（即每 100 m 降低 0.65 ℃）；

注1：关于计算基准大气压随高度的变化的详细信息，见ICAO Doc 9501 Volume I。

注2：国际民航组织标准大气的特征载于ICAO Doc 7488(第3版)。

F.4 试验程序

F.4.1 应使用F.4.2和F.4.3中所述的试验程序或审定当局批准的等效试验程序。

F.4.2 为验证飞机符合F.2中规定的最大噪声级而做的试验，应包含一系列以270 m～310 m（884 ft～1014 ft）高度越过测量站顶部的水平飞行。飞机应在测点铅垂线±10° 范围内通过测量点。

F.4.3 飞机应使用正常工作范围内（通常在飞机飞行手册中和飞行仪表上标明）的最高功率，以稳定的空速，采用巡航构型进行飞越。

注：关于等效程序的使用的指导材料，见ICAO Doc 9501 Volume I。

附 录 G
（规范性）
螺旋桨驱动的短距起降飞机噪声合格审定标准

G.1 噪声评估测量

噪声评估测量应按照ICAO Annex 16 Volume I附录2的方法开展，有效感觉噪声级的单位为EPNdB。

G.2 噪声测量点

当按G.5的飞行试验程序进行试验时，飞机在下列基准点不应超过G.3规定的噪声级：

a) 横侧噪声基准点：位于与跑道中心线或其延长线平行、且与之相距 300 m 的一条线上的点，当飞机以短距起降方式起飞或着陆时，该点的噪声级最大；
b) 飞越噪声基准点：位于跑道中心线延长线上距起飞滑跑起始处 1 500 m 的点；
c) 进场噪声基准点：位于跑道中心线延长线上距跑道入口 900 m 的点。

G.3 最大噪声级

按ICAO Annex 16 Volume I附录2的噪声评定方法确定的在任何基准点处的最大噪声级，对于最大审定质量为17000 kg或以下的飞机，不应超过96 EPNdB；对于最大审定质量大于17 000 kg的飞机，该限定值随质量的对数呈线性增加，质量每增加1倍，噪声级增大2 EPNdB。

G.4 综合评定

如果一或两个测量点处的最大噪声级被超出，则：

a) 任何超出量之和不应大于 4 EPNdB；
b) 任一单个点处的超出量不应大于 3 EPNdB；
c) 任何超出量，应由其他一点或多点处最大噪声级的相应减少量来抵消。

G.5 试验程序

G.5.1 起飞试验程序应符合下述要求：

a) 飞机应具有噪声合格审定所要求的最大起飞质量；
b) 应使用为短距起降方式起飞预设的螺旋桨和/或发动机转速及发动机功率；
c) 在整个起飞噪声合格审定验证试验中，应采用飞行手册中为以短距起降方式起飞所规定的空速、爬升梯度、飞机高度和飞机构型。

G.5.2 进场试验程序应符合下述要求：

a) 飞机应具有噪声合格审定所要求的最大着陆质量；
b) 在整个进场噪声合格审定验证试验中，应采用飞行手册中为以短距起降方式着陆所规定的螺旋桨和/或发动机转速、发动机功率、空速、下降梯度、飞机高度和飞机构型；
c) 着陆后使用的反推力应是飞行手册中规定的最大反推力。

G.6 附加噪声数据

按照噪声合格审定要求，提供按A加权总声压级来评定的实测噪声级的数据。

附 录 H
（规范性）
直升机噪声合格审定标准

H.1 噪声评估测量

噪声评估测量应按照ICAO Annex 16 Volume I附录2的方法开展，有效感觉噪声级的单位为EPNdB。

H.2 噪声测量点

当按本附录标准进行试验时，直升机在下列各点的噪声不得超过H.3中规定的噪声级。

a) 起飞基准噪声测量点：
   1) 该点为位于地面上的一个航迹基准点，位于起飞基准程序（见H.5.2）中所规定的航迹垂直下方，在飞行方向上与基准程序中开始向爬升过渡的点的水平距离为500 m；
   2) 该点还有位于地面上的另外两个测量点，对称地位于起飞基准程序中所规定的航迹两侧各150 m处，并位于通过航迹基准点的一条线上。
b) 飞越基准噪声测量点：
   1) 该点为位于地面上的一个航迹基准点，位于飞越基准程序（见H.5.3.1）中所规定的航迹垂直向下150 m（492 ft）处；
   2) 该点还有位于地面上的另外两个测量点，对称地位于飞越基准程序中所规定的航迹两侧各150 m处，并位于通过航迹基准点的一条直线上。
c) 进场基准噪声测量点：
   1) 该点为位于地面上的一个航迹基准点，位于进场基准程序（见H.5.4）中所规定的航迹垂直向下120 m（394 ft）处。在平地上，该点相当于距6°的进场航迹与地平面的交点1140 m处；
   2) 该点还有位于地面上的另外两个测量点，对称地位于进场基准程序中所规定的航迹两侧各150 m，并位于通过航迹基准点的一条直线上。

注：见附录S，它规定了可接受的补充性土地使用规划（LUP）数据程序。

H.3 最大噪声级

H.3.1 对于6.7.2和6.7.3中规定的直升机，按ICAO Annex 16 Volume I附录2的噪声评定方法确定的最大噪声级不得超过下述数值：

H.3.1.1 起飞基准点：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80 000 kg及以上的直升机，噪声限定值为109 EPNdB，且随直升机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3 EPNdB，直到噪声级减至89 EPNdB，以后该值保持恒定。

H.3.1.2 飞越基准点：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80 000 kg及以上的直升机，噪声限定值为108 EPNdB，且随直升机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3 EPNdB，直到噪声级减至88 EPNdB，以后该值保持恒定。

H.3.1.3 进场基准点：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80000 kg及以上的直升机，噪声限定值为110 EPNdB，且随直升机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3 EPNdB，直到噪声级减至90 EPNdB，以后该值保持恒定。

注：作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式，见附录N。

H.3.2 对于6.7.4中规定的直升机，按ICAO Annex 16 Volume I附录2的噪声评定方法确定的最大噪声级不得超过下述数值：

H.3.2.1 起飞基准点：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80 000 kg及以上的直升机，噪声限定值为106 EPNdB，且随直升机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3 EPNdB，直到噪声级减至86 EPNdB，以后该值保持恒定。

H.3.2.2　飞越基准点：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为 80 000 kg 及以上的直升机，噪声限定值为 104 EPNdB，且随直升机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少 3 EPNdB，直到噪声级减至 84 EPNdB，以后该值保持恒定。

H.3.2.3　进场基准点：对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为 80 000 kg 及以上的直升机，噪声限定值为 109 EPNdB，且随直升机质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少 3 EPNdB，直到噪声级减至 89 EPNdB，以后该值保持恒定。

H.4　综合评定

如果在一个或两个测量点处的噪声级限定值被超出，则：

a)　超出量之和不得大于 4 EPNdB；
b)　任一单个点处的超出量不得大于 3 EPNdB；
c)　任何超出量应由其他一点或多点处最大噪声级限定值的相应减少量来抵消。

H.5　噪声合格审定基准程序

H.5.1　一般条件

H.5.1.1　基准程序应符合适当的适航要求。

H.5.1.2　基准程序和航迹应经审定当局批准。

H.5.1.3　除在 H.5.1.4 中所规定的条件之下以外，起飞、飞越和进场基准程序应分别是 H.5.2 和 H.5.3 和 H.5.4 中所规定的程序。

H.5.1.4　当申请人表明直升机的设计特性妨碍其按照 H.5.2 和 H.5.3 和 H.5.4 进行飞行时，基准程序应：

a)　仅以那些使遵守基准程序成为不可能的设计特性所要求的程度为限，偏离 H.5.2 和 H.5.3 和 H.5.4 中所规定的程序；
b)　经审定当局批准。

H.5.1.5　基准程序应在下述基准大气条件下计算：

a)　恒定大气压力为 1 013.25 hPa；
b)　恒定外界大气温度为 25 ℃；
c)　恒定相对湿度为 70%；
d)　无风。

H.5.1.6　在 H.5.2 c)、H.5.3.1 c) 和 H.5.4 c)中，最大正常工作转速应被看做是与制造商规定的并经审定当局批准的适航限制相一致的每个基准程序的最高旋翼转速。如果对最高旋翼转速规定了容差，则最大正常工作旋翼转速应被当做是为其设定了该容差的最高旋翼转速。如果旋翼转速随飞行条件自动改变，则在噪声合格审定程序中应使用与基准飞行条件相对应的最大正常工作旋翼转速。如果旋翼转速可由驾驶员的操作加以改变，则在噪声合格审定程序中应使用飞行手册中关于限制的部分为基准条件所规定的最大正常工作旋翼转速。

H.5.2　起飞基准程序

起飞基准飞行程序应按下述方式建立：

a)　直升机应稳定在对应于基准外界条件或齿轮箱扭矩极限下可获得的最低装机发动机规范功率（以较低者为准）的最大起飞功率上，并且沿着一条从位于航迹基准点之前 500 m、高出地面 20 m（65 ft）的一点开始的航迹上飞行；
b)　在整个起飞基准程序中，应保持最佳爬升率速度 V_Y，或起飞后的批准最低爬升速度（取较大者）；
c)　稳定爬升应以旋翼转速稳定在经审定的起飞最大正常工作转速下进行；
d)　在整个起飞基准程序中应保持申请人所选定的恒定起飞构型，且起落架位置与确定最佳爬升速度 V_Y的适航审定试验中所用的位置相一致。

e） 直升机的质量应是噪声合格审定所要求的最大起飞质量；
f） 基准起飞航迹应是从起始点（中央传声器位置之前 500 m，且高出地面 20 m（65 ft））开始，以一个由最佳爬升率和 V_Y（对于最低规范发动机性能）所规定的角度倾斜的一条直线线段。

H.5.3 飞越基准程序

H.5.3.1 飞越基准程序应按下述方式建立：

a） 直升机应在航迹基准点上方 150 m（492 ft）高度稳定地水平飞行；
b） 在整个飞越基准程序中，应保持 0.9V_H 或 0.9V_{NE} 或 0.45V_H+120 km/h（0.45V_H+65 kt）或 0.45V_{NE}+120 km/h（0.45V_{NE}+65 kt）的速度，以最小者为准；
注： 就噪声合格审定而言，V_H 被定义为在相关最大审定质量下，使用在海平面压力（1 013.25 hPa）和25 ℃外界条件下可获得的最小装机发动机最大连续功率对应的扭矩所得到的平飞空速。V_{NE}被定义为不可超越的适航空速，由制造商提出，经审定当局批准。
c） 飞越飞行应以旋翼转速稳定在经审定的平飞最大正常工作转速之下进行；
d） 直升机应在巡航构型下；
e） 直升机的质量应是噪声合格审定所要求的最大起飞质量。

H.5.3.2 噪声合格审定使用的 V_H和/或 V_{NE}值应引自经批准的飞行手册。

H.5.4 进场基准程序

进场基准程序应按下述方式建立：

a） 直升机应稳定地沿着一条 6.0° 的进场航迹飞行；
b） 进场应在等于最佳爬升率速度 V_Y 或批准的进场最低速度（取较大者）的稳定空速下进行，并在进场、越过航迹基准点，直至正常接地过程中功率稳定；
c） 进场应在旋翼转速稳定在经审定的进场最大正常工作转速下进行；
d） 在整个进场基准程序中，应保持适航审定试验时所用的起落架放下的恒定进场构型；
e） 接地时直升机的质量应是噪声合格审定所要求的最大着陆质量。

H.6 试验程序

H.6.1 试验程序应是审定当局所能接受的。

H.6.2 试验程序和噪声测量值应以经过批准的方式来进行和处理，以得出ICAO Annex 16 Volume I附录2中所述的、被称为有效感觉噪声级的噪声评定的度量，单位为 EPNdB。

H.6.3 试验条件和程序应与基准条件和程序极为相似。否则，声学数据应按ICAO Annex 16 Volume I附录2所述方法，调整到本附录所规定的基准条件和程序下。

H.6.4 对试验和基准飞行程序之间差异进行的调整不得超过：

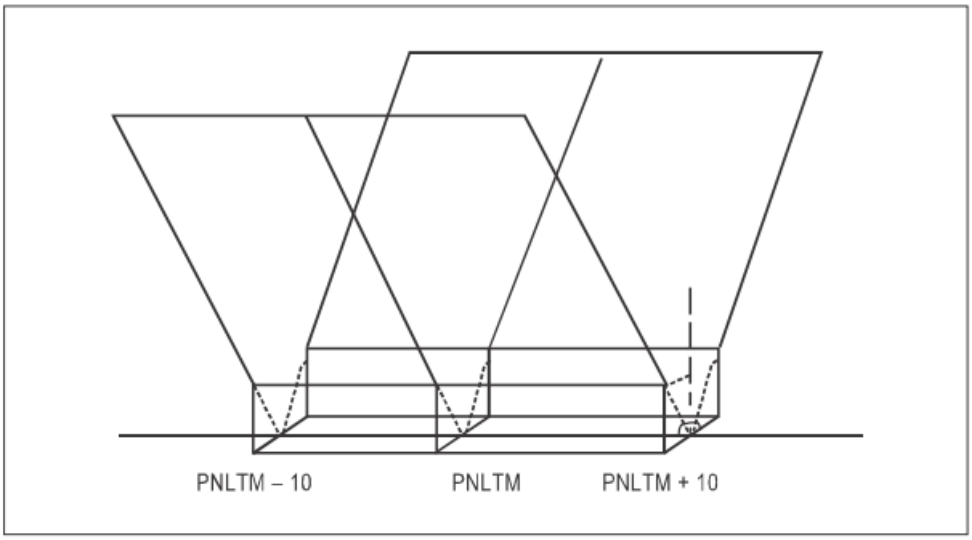
a） 对于起飞：4.0 EPNdB，其中 Δ1 与 Δ2 中的-7.5 log（QK/QrKr）项的算术和的总数不得超过 2.0 EPNdB；
b） 对于飞越或进场：2.0 EPNdB。

H.6.5 试验期间，在10 dB降的期间内，平均旋翼转速偏离最大正常工作转速不得超过±1.0%。

H.6.6 在整个10 dB降的期间内，直升机的空速偏离适合于飞行验证的基准空速不得超过±9 km/h（±5 kt）

H.6.7 逆风水平飞越的次数应与顺风水平飞越的次数相等。

H.6.8 在整个10 dB降的期间内，直升机应在垂直于基准地面轨迹正上方±10° 或±20 m（取较大者）的范围内飞行（见图H.1）。



图H.1 直升机横向偏离容差

H.6.9 在飞越期间，直升机的高度偏离上方点基准高度不得超过±9 m（±30 ft）。

H.6.10 在进场噪声验证过程中，直升机应在5.5°至6.5°的进场角度之间的空间范围内，稳定地恒速进场。

H.6.11 试验应在直升机质量不低于90%相关最大审定质量的情况下进行，亦可在直升机质量不超过105%相关最大审定质量的情况下进行。对于三种飞行条件中的每一种，应至少要有一次试验是在等于或大于该最大审定质量的情况下完成的。

注：关于等效程序的使用的指导材料，见ICAO Doc 9501 Volume I。

以上内容仅为本文档的试下载部分，为可阅读页数的一半内容。如要下载或阅读全文，请访问：https://d.book118.com/588005043107006050