

MH

中华人民共和国民用航空行业标准

MH/T XXXX—XXXX

ICS 35.240.99

航空器噪声测量和评估

Aircraft Noise Measurement and Evaluation

(征求意见稿)

在提交反馈意见时，请将您知道的相关专利连同支持性文件一并附上。

XXXX - XX - XX 发布

XXXX - XX - XX 实施

中国民用航空局 发布

## 目 次

前 言 .....	III
引 言 .....	IV
1 范围 .....	1
2 规范性引用文件 .....	1
3 术语和定义 .....	1
4 缩略语 .....	3
5 作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式 .....	9
6 噪声合格审定指南 .....	9
6.1 螺旋桨驱动的短距起降飞机 .....	9
6.2 地面运行期间的机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统 .....	9
6.3 直升机进场噪声测量方法 .....	10
6.4 倾转旋翼航空器 .....	10
7 噪声合格审定文件 .....	10
8 用于监测目的的噪声测量 .....	10
9 机场噪声评估 .....	10
10 噪声管理的平衡做法 .....	10
11 为土地使用规划目的获得直升机噪声数据 .....	11
附 录 A 作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式 .....	12
A.1 附件 16 第 I 卷第 2 章 2.4.1 中所述的条件 .....	12
A.2 附件 16 第 I 卷第 2 章 2.4.2 中所述的条件 .....	12
A.3 附件 16 第 I 卷第 3 章 3.4.1 中所述的条件 .....	12
A.4 附件 16 第 I 卷第 4 章 4.4 中所述的条件 .....	12
A.5 附件 16 第 I 卷第 5 章 5.4 中所述的条件 .....	13
A.6 附件 16 第 I 卷第 6 章 6.3 中所述的条件 .....	13
A.7 附件 16 第 I 卷第 8 章 8.4.1 和第 13 章 13.4 中所述的条件 .....	13
A.8 附件 16 第 I 卷第 8 章 8.4.2 中所述的条件 .....	13
A.9 附件 16 第 I 卷第 10 章 10.4a)、10.4b)中所述的条件 .....	13
A.10 附件 16 第 I 卷第 11 章 11.4.1 中所述的条件 .....	14
A.11 附件 16 第 I 卷第 11 章 11.4.2 中所述的条件 .....	14
A.12 附件 16 第 I 卷第 14 章 14.4.1 中所述的条件 .....	14
附 录 B 关于螺旋桨驱动的短距起降飞机噪声合格审定的指南 .....	15
B.1 适用范围 .....	15
B.2 噪声评定的度量 .....	15
B.3 噪声测量基准点 .....	15
B.4 最大噪声级 .....	15

B.5 综合评定 .....	15
B.6 实验程序 .....	15
B.7 附加噪声数据 .....	16
附录 C 关于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的指南 .....	17
C.1 引言 .....	17
C.2 噪声评定程序 .....	17
C.3 最大噪声级 .....	17
C.4 噪声评定程序 .....	17
附录 D 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 .....	25
D.1 引言 .....	25
D.2 进场噪声评定程序 .....	25
附录 E 倾斜旋翼航空器噪声合格审定指南 .....	26
E.1 适用范围 .....	26
E.2 噪声评定的度量 .....	26
E.3 噪声测量基准点 .....	26
E.4 最大噪声级 .....	26
E.5 综合评定 .....	27
E.6 噪声合格审定基准程序 .....	27
E.7 试验程序 .....	29
附录 F 关于对噪声合格审定文件实施管理的指南 .....	31
F.1 引言 .....	31
F.2 噪声合格审定文件 .....	31
附录 G 在机场及其附近监测航空器噪声 .....	36
G.1 引言 .....	36
G.2 定义 .....	36
G.3 测量设备 .....	36
G.4 现场设备安装 .....	37
附录 H 关于为土地使用规划目的获得直升机噪声数据的指南 .....	39
H.1 引言 .....	39
H.2 数据收集程序 .....	39
H.3 数据报告 .....	39
H.4 关于采集直升机悬停噪声数据的指南 .....	39

## 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。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

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。

本文件主要起草人：杨晓军、张青、朱茂盛、马晓宁、洪志亮、彭捷。

## 引 言

MH/T XXXX面向航空器审定和运行中的噪声测量与评估需求，在民用航空规章CCAR-36部之外，进一步明确了螺旋桨短距起降飞机、地面运行期间机载辅助动力装置和相关航空器系统、直升机进场、倾转旋翼航空器噪声合格审定指南，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指南。

# 航空器噪声测量和评估

## 1 范围

本文件规定了航空器噪声合格审定和机场噪声监测、评估与管理中需满足的噪声测量和评估要求，民用航空规章CCAR-36部中明确的噪声测量和评估要求并未包含在本文件中。

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。

CCAR-36	航空器型号和适航合格审定噪声规定
国际民用航空公约附件16环境保护第I卷	航空器噪声
ICAO Doc 9501环境技术手册第I卷	航空器噪声合格审定程序
ICAO Doc 9829	关于航空器噪声管理的平衡做法的指导材料
ICAO Doc 8168第I卷和第II卷	空中航行服务程序—航空器运行
ICAO Doc 9683	人的因素培训手册
ICAO Doc 9184	《机场规划手册》第2部分—土地使用和环境控制
ICAO Doc 9911	机场周围噪声等值线的建议计算方法
GB/T 9660-1988	机场周围飞机噪声环境标准
GB/T 9661-1988	机场周围飞机噪声测量方法
MH/T 5105-2007	民用机场周围飞机噪声计算和预测

## 3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

### 3.1

#### 飞机 **Aeroplane**

由动力驱动的重于空气的航空器，在其飞行中的升力主要来自在给定条件下保持固定的翼面上的空气动力的反作用。

### 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**

在地面工作时，从辅助动力装置中得到电气/气压动力的航空器系统。

### 3.4

#### 辅助动力装置 **Auxiliary power unit (APU)**

航空器上自携的动力装置，用以在地面工作时或飞行中独立于产生推动力的发动机为航空器的各系统提供电气/气压动力。

### 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**

指与取得噪声审定合格证的原型机具有相似适航性，但采纳了对其噪声特性可能有不利影响的设计更改的直升机。

注：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：“不利”是指根据附件16第I卷第8章获得合格证的直升机的任一审定噪声级大于0.30EPNdB的增量以及根据附件16第I卷第11章获得合格证的直升机的审定噪声级大于0.30dB (A)的增量。

### 3.7

#### 衍生型飞机 **Derived version of an aeroplane**

指与取得噪声审定合格证的原型机具有相似适航性，但采纳了对其噪声特性可能有不利影响的设计更改的飞机。

注：当审定当局认为，在设计、构型、动力或质量上对飞机进行的拟议更改非常之大，以致需要对其与适用的适航规章的符合性进行基本全新的审查时，该飞机通常被认为是一种新的型号设计，而非衍生型。

注：“不利”是指任一审定噪声级大于0.1分贝的增量，除非型号设计更改的累积效应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分贝或超过符合性限值（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**

一种重于空气的航空器，其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。

### 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**

一种重于空气的航空器，能够垂直起飞、垂直着陆和低速飞行，主要依靠以发动机驱动的升空装置或发动机推力在这些飞行状态期间升空，并且依靠非旋转翼型在水平飞行时升空。

### 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**

具有使其保持水平飞行的可用发动机动力但不能靠自身动力起飞的有动力飞机。

### 3.14

#### 设计国 **State of Design**

对负责型号设计的组织有管辖权的国家。

## 3.15

**登记国 State of Registry**

航空器登记注册的国家。

## 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

**倾斜旋翼航空器 Tilt-rotor**

一种动力升空器，能够垂直起飞、垂直着陆和持续低速飞行，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**

缔约国颁发的对航空器型号的设计进行界定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类型颁发相当于型号合格证的证件。

## 4 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

## 4.1 速度

符号	单位	含义
$C_R$	米/秒	基准声速 基准温度条件（25°C）下的声速。
$C_{HR}$	米/秒	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 米 0.65°C。
$M_{ATR}$	—	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。
<b>Best R/C</b>	米/秒	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。
$V_{AR}$	米/秒	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。
$V_{CON}$	米/秒	转换模式下的最大空速 转换模式下倾斜旋翼航空器的不可超越空速。
$V_G$	米/秒	地速 航空器相对于地面的速度。
$V_{GR}$	米/秒	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。
$V_H$	米/秒	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。
$V_{MCP}$	米/秒	倾斜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。
$V_{MO}$	米/秒	最大运行空速 倾斜旋翼航空器不得故意超过的最大使用限制空速。
$V_{NE}$	米/秒	不可超越空速 不得故意超过的最大使用限制空速。
$V_R$	米/秒	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。
$V_{REF}$	米/秒	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。
$V_S$	米/秒	失速空速 着陆构型的最小稳定空速。
$V_{tip}$	米/秒	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。
$V_{tipR}$	米/秒	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。
$V_Y$	米/秒	最佳爬升率速度 最佳起飞爬升率的试验空速。
$V_2$	米/秒	起飞安全速度 安全起飞的最小空速。
<b>4.2 时间</b>		
符号	单位	含义
$t_0$	秒	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 $t_0=10s$ 。
$t_R$	秒	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。
$\Delta t$	秒	时间增量 三分之一倍频程频谱之间相等的时间增量，其中 $\Delta t=0.5s$ 。
$\delta t_R$	秒	基准时间增量 完整的方法中使用的与 PNL T 点相关联的基准接收时间之间时间增量的有效持续时间。
<b>4.3 编号</b>		
符号	单位	含义
$i$	—	频带编号 表示标称几何中心平均频率从 50 至 10000Hz 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 秒频谱的编号。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 秒时间增量不同。

$k_F$	—	第一个时间增量标识符 在离散的实测 PNLTM 时间历程上表示第一个 10dB 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 PNLTM 时间历程上表示第一个 10dB 降点。
$k_L$	—	最后一个时间增量标识符 在离散的实测 PNLTM 时间历程上表示最后一个 10dB 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 PNLTM 时间历程上表示最后一个 10dB 降点。
$k_M$	—	最大 PNLTM 时间增量编号 PNLTM 时间增量的编号。
$t$	秒	历经的时间 从基准零开始测量的时间长度。
$t_1$	秒	第一个 10dB 降点的时刻 连续的时间函数上第一个 10dB 降点的时刻 (见 $k_F$ )。
$t_2$	秒	最后一个 10dB 降点的时刻 连续的时间函数上最后一个 10dB 降点的时刻 (见 $k_L$ )。

#### 4.4 噪声的度量

符号	单位	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 秒的基准持续时间。
$EPNL_A$	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	横测 EPNL 在飞机横测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 秒的基准持续时间)。
$L_{AS}$	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	横测 EPNL 限值 在飞机横测基准测量点处的最大允许噪声级。
$n$	呐	感觉噪度 给定频谱的三分之一倍频程声压级的感觉噪度。

<b>N</b>	呐	总感觉噪度 从 24 个 n 值计算出的给定频谱的总感觉噪度。 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 1kHz 三分之一倍频程的噪度相当的噪声级。
<b>PNL</b>	PNdB	
<b>PNLT</b>	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。
<b>PNLT<sub>R</sub></b>	TPNdB	基准纯音修正感觉噪声级 调整至基准条件的 PNL <sub>T</sub> 值。
<b>PNLTM</b>	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 $\Delta B$ 调整的 PNL <sub>T</sub> 的最大值。
<b>PNLTM<sub>R</sub></b>	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 PNL <sub>TR</sub> 的最大值,简化方法调整值为 $\Delta B$ ,完整方法为 $\Delta BR$ 。
<b>SPL</b>	dB	声压级 在指定的频率范围上任一时刻相对于 20 $\mu$ Pa 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 $\mu$ Pa 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。
<b>SPL<sub>R</sub></b>	dB	基准声压级 调整至基准条件的三分之一倍频程声压级。
<b>SPL<sub>S</sub></b>	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。
<b><math>\Delta_1</math></b>	TPNdB	PNLTM 调整量 在附件 16 第 I 卷附录 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)	在附件 16 第 I 卷附录 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 <sub>AE</sub> 上的调整量。
	dB(A)	在附件 16 第 I 卷附录 6 下。对于不超过 8618 公斤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 <sub>ASmax</sub> 上的调整量。
<b><math>\Delta_2</math></b>	TPNdB	持续时间调整量 在附件 16 第 I 卷附录 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)	在附件 16 第 I 卷附录 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 <sub>AE</sub> 上的调整量。
	dB(A)	在附件 16 第 I 卷附录 6 下。对于不超过 8618 公斤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。
$\Delta_3$	TPNdB	源噪声调整量 在附件 16 第 I 卷附录 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)	在附件 16 第 I 卷附录 6 下。对于不超过 8618 公斤的螺旋桨驱动飞机，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。
$\Delta_4$	dB(A)	大气声吸收调整量 在附件 16 第 I 卷附录 6 下。对于不超过 8618 公斤的螺旋桨驱动飞机，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 对于根据附件 16 第 I 卷附录 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 对于根据附件 16 第 I 卷附录 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。
$\Delta_B$	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 PNLTM 上的调整量。PNLTM 等于最大的 PNLTM 加上 $\Delta_B$ 。
$\Delta_{BR}$	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 $\Delta_{BR}$ 。
$\Delta_{peak}$	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 PNLTM 大于经调整过的 PNLTM 频谱的 PNLTM 时，加到由实测噪声值计算出的 EPNL 上的调整量。

#### 4.5 PNL 和纯音修正的计算

符号	单位	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。
<b>log n(a)</b>	—	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。
<b>M</b>	—	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。
<b>s</b>	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。
<b>Δs</b>	dB	声压级斜率的变化。
<b>s'</b>	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。
<b><math>\bar{s}</math></b>	dB	声压级的平均斜率。
<b>SPL(a)</b>	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。
<b>SPL(b)</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。
<b>SPL(c)</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。
<b>SPL(d)</b>	dB	呐值间断点声压级 log n 等于-1 处间断点的 SPL 值。
<b>SPL(e)</b>	dB	呐值间断点声压级 log n 等于 log 0.3 处间断点的 SPL 值。
<b>SPL'</b>	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。
<b>SPL''</b>	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。

#### 4.6 轨迹几何位置

符号	单位	含义
<b>H</b>	米	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。
<b>H<sub>R</sub></b>	米	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。
<b>X</b>	米	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。
<b>Y</b>	米	航空器相对于基准地面轨迹的横测位置 航空器在特定时间点上沿 y 轴的位置坐标。
<b>Z</b>	米	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。
<b>θ</b>	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。
<b>ψ</b>	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。

$\psi_R$	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。
----------	---	---

#### 4.7 其他

符号	单位	含义
<b>antilog</b>	—	以 10 为底的反对数。
<b>D</b>	米	直径 螺旋桨或旋翼的直径。
<b>D<sub>15</sub></b>	米	起飞距离 飞机飞到距地面 15 米高度所需的起飞距离。
<b>e</b>	—	欧拉数 数学常数，自然对数的底，约为 2.71828。
<b>log</b>	—	以 10 为底的对数。
<b>N</b>	rpm	螺旋桨转速。
<b>N<sub>1</sub></b>	rpm	压气机转速 涡轮发动机低压压气机第一级风扇的转速。
<b>RH</b>	%	相对湿度 环境大气的相对湿度。
<b>T</b>	°C	温度 环境大气温度。
<b>u</b>	米/秒	风速沿轨迹分量 风速矢量沿基准地面轨迹的分量。
<b>v</b>	米/秒	风速横向分量 风速矢量水平垂直于基准地面轨迹的分量。
<b><math>\alpha</math></b>	分贝/100 米	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。
<b><math>\alpha_R</math></b>	分贝/100 米	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。
<b><math>\mu</math></b>	—	发动机噪声性能参数 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。

#### 5 作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式

附件16第I卷第II部分中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A。

#### 6 噪声合格审定指南

##### 6.1 螺旋桨驱动的短距起降飞机

螺旋桨驱动的短距起降飞机的噪声标准和建议措施尚未制定，可以使用附录B提供的指导原则，对1976年1月1日或以后首次获得单机适航证的螺旋桨驱动的短距起降飞机进行噪声合格审定。

##### 6.2 地面运行期间的机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统

地面运行期间的机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统的噪声标准和建议措施尚未制定，可以使用附录C提供的指导原则，对安装在下述航空器上的辅助动力装置和相关航空器系统进行噪声合格审定：

- a) 在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) 在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。

### 6.3 直升机进场噪声测量方法

附件16第I卷第II部分第8章8.6.4中所述的进场基准程序，规定了一个单一的进场航迹角。对于一些直升机来说，这可能与脉冲噪声状态重合，对其他直升机来说则不然。为了可对用于确定符合性的备选方法进行评定，可按附录D所述进行附加测量。

### 6.4 倾转旋翼航空器

附件16第I卷第II部分第13章中的倾转旋翼航空器噪声合格审定可用附录E提供的指南。

## 7 噪声合格审定文件

关于噪声合格审定文件的格式及结构的指导材料见附录F。

## 8 用于监测目的的噪声测量

当为监测目的进行航空器噪声测量时，应该使用附录G的方法。

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

当进行机场周围噪声评估时，应该使用《机场周围噪声等值线的建议计算方法》（ICAO Doc 9911号文件）中所述的方法。

## 10 噪声管理的平衡做法

附件16第I卷第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（附件16第I卷第II部分对其进行了阐述）、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，从而达到以最具有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《关于航空器噪声管理的平衡做法的指导材料》（Doc 9829号文件）中进行了阐述。

### 10.1

除非管理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。

### 10.2

抑制噪声的航空器运行程序必须与使用相关机场的运营人协商制定。

### 10.3

建议：在制定适当的航空器噪声抑制操作程序时，应该考虑以下因素：

- 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（《空中航行服务程序 — 航空器运行》（Doc 8168 号文件）第I和第II卷）；
- e) 操作程序应用中人的行为能力。

注：关于飞机噪声抑制操作程序，见附件16第I卷附件6第I部分第4章。

注：关于人的行为能力的指导材料，见《人的因素培训手册》（Doc 9683 号文件）

#### 10.4

建议：虽然土地使用规划和管理是国家和/或地方规划当局而非航空当局的职责，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[《机场规划手册》第2部分—土地使用和环境控制（Doc 9184 号文件）]。

#### 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H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。



附 录 A  
作为起飞质量函数的允许的最大噪声级的计算公式

注：见附件16第I卷第II部分2.4.1、2.4.2、3.4.1、4.4、5.4、6.3、8.4.1、8.4.2、10.4、11.4.1、11.4.2、13.4和14.4.1

A.1 附件 16 第 I 卷第 2 章 2.4.1 中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	34	272
横侧噪声级(EPNdB)	102	$91.83+6.64 \log M$	108
进场噪声级(EPNdB)	102	$91.83+6.64 \log M$	108
飞越噪声级(EPNdB)	93	$67.56+16.61 \log M$	108

A.2 附件 16 第 I 卷第 2 章 2.4.2 中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	34	35	48.3	66.72	133.45	280	325	400
横侧噪声级(EPNdB) 所有飞机	97	$83.87+8.51 \log M$							106
进场噪声级(EPNdB) 所有飞机	101	$89.03+7.75 \log M$					108		
飞越噪声级 (EPNdB)	2发	93	$70.62+13.29 \log M$				104		
	3发	93	$67.56+16.61 \log M$	$73.62+13.29 \log M$			107		
	4发	93	$67.56+16.61 \log M$	$73.62+13.29 \log M$		108			

A.3 附件 16 第 I 卷第 3 章 3.4.1 中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	20.2	28.6	35	48.1	280	385	400
横侧全功率噪声级(EPNdB) 所有飞机	94	$80.87+8.51 \log M$						103
进场噪声级(EPNdB) 所有飞机	98	$86.03+7.75 \log M$				105		
飞越噪声级 (EPNdB)	2发	89			$66.65+13.29 \log M$			101
	3发	89		$69.65+13.29 \log M$				104
	4发	89	$71.65+13.29 \log M$					106

A.4 附件 16 第 I 卷第 4 章 4.4 中所述的条件

必须应用下述每个条件：

$EPNL_L \leq LIMIT_L$ ;  $EPNL_A \leq LIMIT_A$ ; 和  $EPNL_F \leq LIMIT_F$ ;

$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 10$

$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A)] \geq 2$ ;  $[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 2$ ; 和

$[(LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 2$

式中

EPNL<sub>L</sub>、EPNL<sub>A</sub>和EPNL<sub>F</sub>分别为根据附件16第I卷附录2的噪声评定方法确定的在横侧、进场和飞越基准噪声测量点的噪声级，保留一位小数；和

LIMIT<sub>L</sub>、LIMIT<sub>A</sub>和LIMIT<sub>F</sub>分别为根据附件16第I卷第3章3.4.1中所述条件（条件3）的相关公式确定的横侧、进场和飞越基准噪声测量点允许的最大噪声级，保留一位小数。

#### A.5 附件16第I卷第5章5.4中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	5.7	34.0	358.9	384.7
横侧噪声级(EPNdB)	96	85.83+6.64 log M		103
进场噪声级(EPNdB)	98	87.83+6.64 log M		105
飞越噪声级(EPNdB)	89	63.56+16.61 log M	106	

#### A.6 附件16第I卷第6章6.3中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	0.6	1.5	8.618
噪声级(dB(A))	68	60+13.33 M	80	

#### A.7 附件16第I卷第8章8.4.1和第13章13.4中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	0.788	80.0
起飞噪声级(EPNdB)	89	90.03+9.97 log M	
进场噪声级(EPNdB)	90	91.03+9.97 log M	
飞越噪声级(EPNdB)	88	89.03+9.97 log M	

#### A.8 附件16第I卷第8章8.4.2中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	0.788	80.0
起飞噪声级(EPNdB)	86	87.03+9.97 log M	
进场噪声级(EPNdB)	89	90.03+9.97 log M	
飞越噪声级(EPNdB)	84	85.03+9.97 log M	

#### A.9 附件16第I卷第10章10.4a)、10.4b)中所述的条件

10.4a):

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	0.6	1.4	8.618
噪声级(dB(A))	76	83.23+32.67 log M		88

10.4b):

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	0.57	1.5	8.618
------------	---	------	-----	-------

质量(1000kg)			
噪声级(dB(A))	70	$78.71+35.70 \log M$	85

## A. 10 附件 16 第 I 卷第 11 章 11.4.1 中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	0.788	3.175
噪声级(dB(A))	82	$83.03+9.97 \log M$	

## A. 11 附件 16 第 I 卷第 11 章 11.4.2 中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	1.417	3.175
噪声级(dB(A))	82	$80.49+9.97 \log M$	

## A. 12 附件 16 第 I 卷第 14 章 14.4.1 中所述的条件

M=最大起飞

质量(1000kg)	0	2	8.614	20.234	28.615	35	48.125	280	385	400
横侧全功率噪声级(EPNdB) 所有飞机	88.6	$86.03754+8.512295 \log M$	94	$80.86511+8.50668 \log M$			103			
进近噪声级(EPNdB) 所有飞机	93.1	$90.77481+7.72412 \log M$	98	$86.03167+7.75117 \log M$		105				
飞越噪声级 (EPNdB)	2发或更少	80.6	$76.57059+13.28771 \log M$	89		$66.64514 + 13.28771 \log M$	101			
	3发			89	$69.64514+13.28771 \log M$		104			
	4发或更多			89	$71.64514+13.28771 \log M$		106			

注：较低和较高重量范围内的限定值连线坡度基本相同。所观察到确定横侧线与进近线坡度的公式系数之间的细微差异，就是附件16第I卷第14章第14.4.1.1节与14.4.1.3节当中被固定端点确定的限定值的结果。出于所有实际目的，各系数之间的细微差异被认为无关紧要。

应用下述每个条件：

$$(\text{LIMIT}_L - \text{EPNL}_L) \geq 1; (\text{LIMIT}_A - \text{EPNL}_A) \geq 1; \text{和} (\text{LIMIT}_F - \text{EPNL}_F) \geq 1;$$

$$[(\text{LIMIT}_L - \text{EPNL}_L) + (\text{LIMIT}_A - \text{EPNL}_A) + (\text{LIMIT}_F - \text{EPNL}_F)] \geq 17$$

式中

$\text{EPNL}_L$ 、 $\text{EPNL}_A$ 和 $\text{EPNL}_F$ 分别为根据附件16第I卷附录2的噪声评定方法确定的在横侧、进近和飞越基准噪声测量点的噪声级，保留一位小数；和

$\text{LIMIT}_L$ 、 $\text{LIMIT}_A$ 和 $\text{LIMIT}_F$ 分别为根据附件16第I卷第14章14.4.1中所述条件的相关公式确定的横侧、进近和飞越基准噪声测量点的允许的最大噪声级，保留一位小数。

## 附 录 B

### 关于螺旋桨驱动的短距起降飞机噪声合格审定的指南

注：见附件16第I卷第II部分第7章

注：对本文件而言，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（没有停止道或净空道）不超过610米的飞机。

注：本文件不适用于具有垂直起降性能的航空器。

#### B.1 适用范围

下面的指导原则应该适用于所有符合下述条件的螺旋桨驱动的飞机：最大审定起飞质量超过5 700公斤、拟以短距起降（STOL）方式飞行、按照有关起飞和着陆距离要求，在最大适航审定质量下需要一条长度小于610米的跑道，且其单机适航证是1976年1月1日或以后首次颁发的。

#### B.2 噪声评定的度量

噪声评定的度量应该是附件16第I卷附录2中所述的、以EPNdB为单位的有效感觉噪声级。

#### B.3 噪声测量基准点

当按第B.6节的飞行试验程序进行试验时，飞机在下列基准点不应超过B.4节中规定的噪声级：

- 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米的一条线上的点，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米的点；和
- 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米的点。

#### B.4 最大噪声级

按附件16第I卷附录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17 000公斤或以下的飞机，不应超过96EPNdB；对于最大审定质量大于17 000公斤的飞机，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2EPNdB。

#### B.5 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；和
- c) 任何超出量，应该由其他一点或多点处最大噪声级的相应减少量来抵消。

#### B.6 实验程序

B.6.1 起飞基准程序应该符合下述要求：

- a) 飞机应该具有噪声合格审定所要求的最大起飞质量；
- b) 应该使用为短距起降方式起飞预设的螺旋桨和/或发动机转速（转/分）及发动机功率；和

- c) 在整个起飞噪声合格审定验证试验中,应该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。

B.6.2 进场基准程序应该符合下述要求:

- a) 飞机应该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,应该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(转/分)、发动机功率、空速、下降梯度、飞机高度和飞机构型; 和
- c) 着陆后使用的反推力应该是飞行手册中规定的最大反推力。

B.7 附加噪声数据

当审定当局有此规定时,应该提供可以按A加权总声压级(分贝(A))来评定的实测噪声级的数据。

## 附录 C

### 关于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的指南

注：见附件16第I卷第II部分第9章

#### C.1 引言

##### C.1.1

下面的指导材料是为了供各使用方为地面正常运行期间所用的机载辅助动力装置（APU）和相关航空器系统制定噪声合格审定要求时作参考而编制的。

##### C.1.2

本材料应该适用于1981年11月26日或以后提交了型号合格证申请或执行了另一种等效规定程序的所有航空器的机载辅助动力装置和相关航空器系统。

##### C.1.3

对于1981年11月26日或以后申请涉及基本辅助动力装置的型号设计更改或执行了另一种等效规定程序的现有型号设计的航空器，其机载辅助动力装置和相关航空器系统所产生的噪声，当按下列指导原则确定时，不应超过型号更改之前的噪声级。

#### C.2 噪声评定程序

噪声评定程序应该按照C.4节中所规定的方法进行。

#### C.3 最大噪声级

按B.4节规定的噪声评定程序确定的最大噪声级不应超过下列数值：

- a) 在B.4.4.2.2 a)、b)和c)中所规定各点处，85分贝（A）；
- b) 在图C-2中所示的矩形周边上的任何点处，90分贝（A）。

#### C.4 噪声评定程序

##### C.4.1 概述

###### C.4.1.1

本附录描述了在具体位置（客舱门和货舱门，及勤务工作位置）处测量噪声和在航空器周围进行一般噪声调查的程序。

###### C.4.1.2

本附录还明确了对仪器设备、声学 and 大气环境数据的采集、简化和显示，以及报告结果所需的其他信息等提出的要求。

###### C.4.1.3

程序涉及用磁带记录数据以供后期处理。使用磁带记录仪时间积分分析器系统，便不再需要用眼睛来平均人工读取声压级表和频程分析器的读数所造成的偏差，因此可得到更精确的结果。

###### C.4.1.4

没有对根据发动机基本特性来预测辅助动力装置噪声作出规定，也没有对同时工作的一架以上的航空器的噪声测量作出规定。

##### C.4.2 一般实验条件

#### C.4.2.1 气象条件

风：不大于5.1米/秒（10节）。

温度：不低于2°C，也不高于35°C。

湿度：相对湿度不小于30%，也不大于90%。

降水：无。

气压：不小于800百帕，也不大于1 100百帕；

#### C.4.2.2 试验场

传声器和航空器之间的地面应该是平坦的硬质地面。航空器与测量位置之间不应有障碍物，且任何反射面（地面及航空器除外）不应太靠近声道，以至于明显影响测量结果。航空器周围的地平面应该是明显平坦和水平的，至少在由C.4.4.2.2d) 中确定的最外侧传声器阵列之外60米的平行边界所形成的区域应该如此。

#### C.4.2.3 环境噪声

应该确定测量系统和试验区域的环境噪声（即由周围背景所致的噪声和声学仪器电噪声构成的复合噪声）。

#### C.4.2.4 辅助动力装置

对于需要声学数据的每个航空器型号，应该试验有关的辅助动力装置和相关航空器系统。

#### C.4.2.5 航空器地面构型

航空器各飞行操纵面应该处于“中立”或“整洁”构型，防风锁要锁上，或者按照经批准的航空器使用手册对进行勤务工作的航空器所作的规定行事。

### C.4.3 仪表

#### C.4.3.1 航空器

C.4.5.4中规定的运行数据，应该根据标准的航空器仪表和操纵系统确定。

#### C.4.3.2 声学仪器

##### C.4.3.2.1 概述

仪表和测量程序，应该与参考文献（见C.4.6）中所列的相应标准的最新适用版本的要求相一致。所有数据样本应该至少为数据简化积分周期的2.5倍，该周期无论如何不应少于8秒。所有声压级应该以分贝为单位，基准声压为20微帕。

##### C.4.3.2.2 数据采集系统

图C-1的方块图中所示的用于记录和分析噪声的仪表系统，应该符合下列规范：

##### C.4.3.2.2.1 传声器系统

- a) 在至少为45赫兹至11 200赫兹的频率范围，系统应该符合根据参考文献10（见C.4.6）最新版中的传声器系统规范所概述的要求；
- b) 传声器应该是全向的，电容式传声器应该与大气相通以进行压力均衡，并应该具有已知的周围压力和温度系数。传声器放大器的规范应该与传声器和磁带记录仪的规范相符；
- c) 当风速超过3米/秒（6节）时，应该使用传声器防风罩。为考虑到防风罩的存在，应该对实测数据进行作为频率函数的修正。

##### C.4.3.2.2.2 磁带记录仪

磁带记录仪可以是直接记录的或调频的，并且应该具有下列特性：

- a) 在倍频程或三分之一倍频程，动态范围至少为50分贝；
- b) 磁带速度的精度在 $\pm 0.2\%$ 额定速度之内；
- c) 频率颤动（峰至峰）小于 $0.5\%$ 磁带速度；
- d) 最大第三次谐波失真小于 $2\%$ 。

#### C.4.3.2.3 校准

##### C.4.3.2.3.1 传声器

应该在试验系列之前进行频率响应校准，随后的后校准应在预校准后1个月之内进行，并且当怀疑受到冲击或损伤时，应该作附加校准。响应校准应该至少包括45赫兹至11 200赫兹的范围。传声器的声压响应特性应该修正，以获得随机入射校准。

##### C.4.3.2.3.2 记录系统

- a) 一盘校准磁带，即一段对宽频带噪声的记录或一段对频率范围至少为45赫兹至11200赫兹的正弦波信号的扫描，应该在现场或实验室于每次试验开始和结束时录制。磁带还应该包括下文规定的声压灵敏度检查时所用频率的信号。
- b) 这个校准信号，即一个插入电压，应该加到输入端，并应该包括所有信号调整预放大器、网络和用以记录声学数据的记录器电子器件。此外，应该作一个至少持续20秒的“短路输入”（即用等效电阻抗代替传声器的声压敏感元件）记录，作为对系统动态范围和噪声低限的检查。
- c) 在每天测量开始之前和完成之后，应该对每个传声器在现场用图C-1所示的安排进行声压灵敏度校准。这些校准应该使用在45赫兹到11200赫兹频率范围的一个或多个参考文献11中规定的三分之一倍频程中心频率上产生一个已知的和幅度不变的声压级的校准器进行。需要时，应该进行气压修正。所用校准器应该至少精确到 $\pm 0.5$ 分贝之内，并且具有按照参考文献6至9（见C.4.6）获得的校准值。
- d) 每盘磁带应该有与校准磁带类似的响应和背景噪声。每盘磁带的开头应该记录一个等幅正弦波，以便各盘磁带之间进行声压灵敏度比较。此正弦波的频率应该在声压灵敏度检查时所用的频率范围之内。为此目的，可以用一个单独的电压插入装置或一个声学校准器。如果用声学校准器，它应该小心地“安放好”，并应针对周围压力作出修正，以消除压力对校准器和传声器响应的影响。
- e) 在试验期间，应该以频繁的间隔对电池驱动的磁带记录仪进行检查，以确保电池状态良好。当记录在进行时，不应移动磁带记录仪，除非已经证明这样的移动不会改变磁带记录仪的特性。

##### C.4.3.2.3.3 数据简化设备

数据简化设备应该使用在一系列离散频率上或者在覆盖45赫兹至11 200赫兹频率范围的宽频带信号上的已知幅度电信号来进行校准。

##### C.4.3.2.4 数据简化

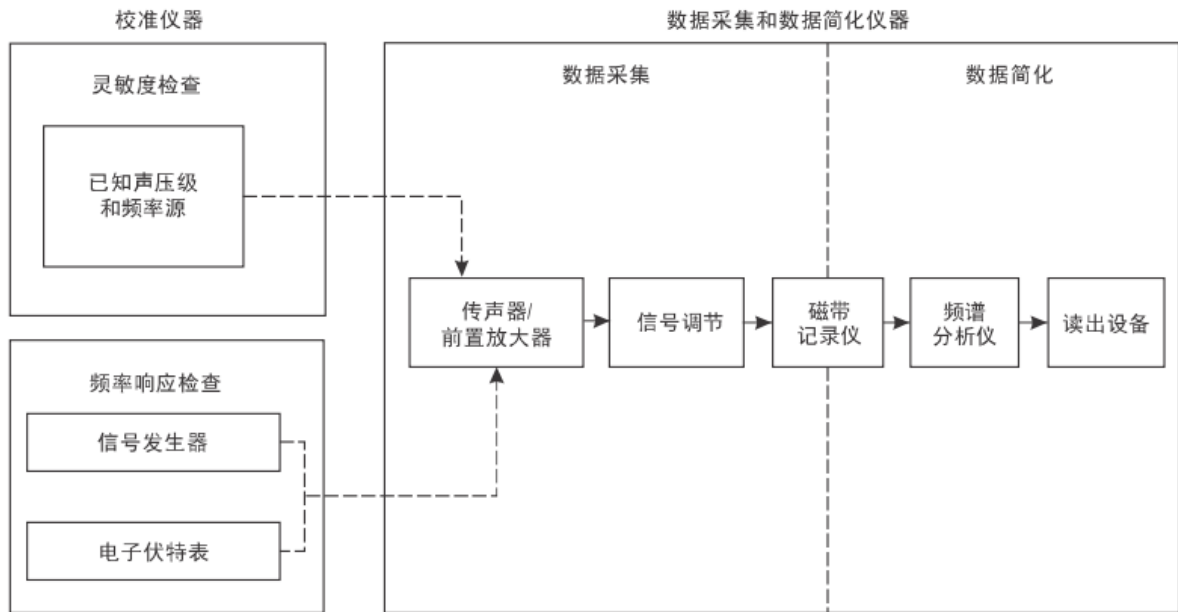
###### C.4.3.2.4.1

图C-1的数据简化系统应该提供三分之一倍频程或一倍频程声压级。分析器滤波器应该符合参考文献12（对于一倍频程滤波器为II类，对于三分之一倍频程为III类）的要求。分析器幅度分辨率不应低于0.5分贝；在有最高噪声低限的那个倍频程中，在满刻度与分析器噪声低限的均方根（rms）值之间，动态范围应该至少为50分贝；并且在靠上的40分贝范围，幅度响应该是线性的，偏差在 $\pm 0.5$ 分贝之内。

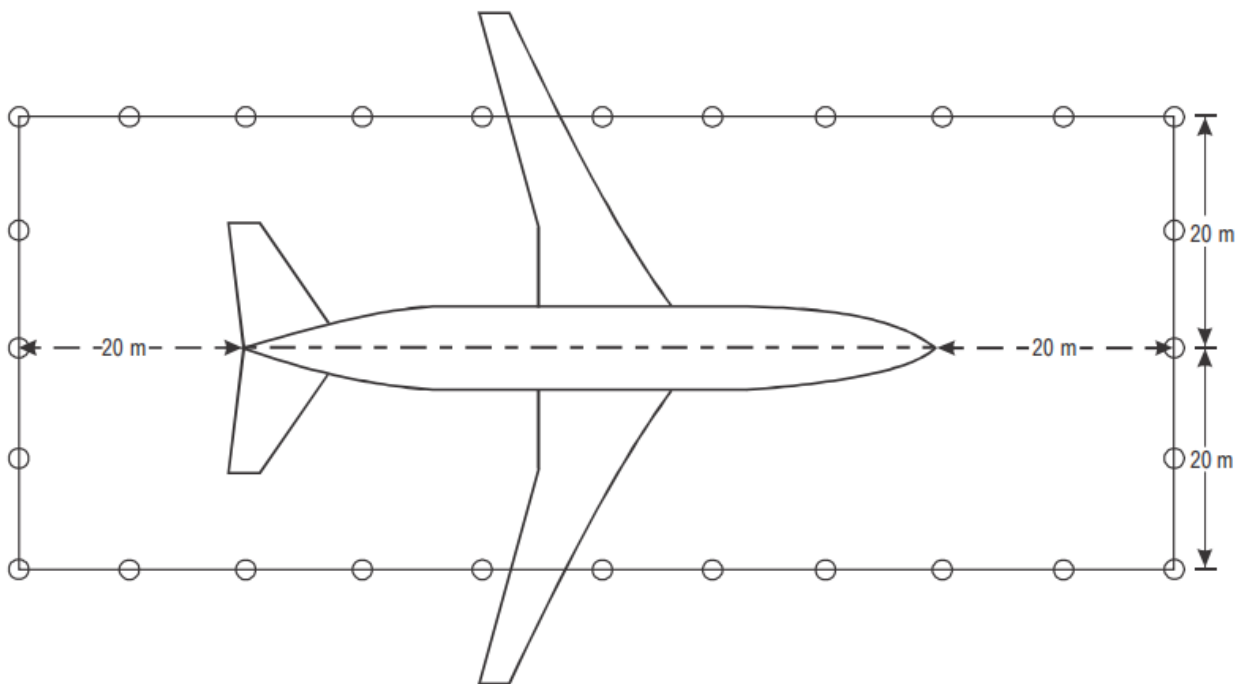
###### C.4.3.2.4.2



均方根声压应该是按时间求平均，将频程滤波器经平方的输出在积分范围不小于8秒的时间内通过积分求得。所有数据都应在45赫兹至11 200赫兹频率范围之内处理。数据应该针对所有已知的或可预料的误差（如系统频率响应偏离平坦响应等），作出修正。



图C-1 噪声测量系统



图C-2 长方形噪声测绘测量位置

#### C.4.3.2.5 总系统

##### C.4.3.2.5.1

除了各部件系统的规范之外，组合的数据采集和简化系统的频率响应在45赫兹至11200赫兹频率范围应该是平坦的，偏差在±3分贝之内。在此范围内的任一处，频率响应梯度在每个一倍频程不应超过5分贝。

#### C.4.3.2.5.2

幅度分辨率至少应为1.0分贝。在有最高噪声低限的频程中，在满刻度与系统噪声低限的均方根值之间，动态范围应该至少为45分贝。幅度响应在每个频程靠上的35分贝范围，应该是线性的，偏差在±0.5分贝之内。

#### C.4.3.3 气象设备

风速应该用范围至少为0至7.5米/秒（0至15节）、精度至少为±0.5米/秒（±1节）的设备进行测量。温度应该用范围至少为0℃至40℃，精度至少为±0.5℃的设备进行测量。相对湿度应该用范围为0至100%、精度至少为±5%的设备进行测量。大气压力应该用范围至少为800至1 100百帕、精度至少为±3百帕的设备进行测量。

#### C.4.4 试验程序

##### C.4.4.1 试验条件

###### C.4.4.1.1

周围噪声测量应该进行足够多的次数，以便能代表所有声学测量站的情况，从而提供必要时加到实测辅助动力装置噪声上的修正数据（见C.4.4.4）。

###### C.4.4.1.2

机载辅助动力装置在典型负载下，在规定的各点上都应该满足C.3.1中规定的噪声级，包括发电机、空调组件和任何其他相关系统正常最大连续地面运转时的功率载荷要求。

注：从安装在某一特定型号航空器上的某一型号辅助动力装置测得的噪声，不应被认为可以代表安装在其他型号航空器上的同样辅助动力装置的噪声，也不应被认为可以代表安装在同样型号航空器上的其他型号的辅助动力装置的噪声。

##### C.4.4.2 声学测量点

###### C.4.4.2.1

除另有规定外，应该在传声器高于地面或旅客、勤务人员可能站立的表面1.6米±0.025米（5.25英尺±1.0英寸）且其薄膜与地面平行并朝上的情况下测量噪声。

###### C.4.4.2.2 测量噪声的地点应该包括：

- a) 货舱门位置 应该在每个货舱门处测量噪声，舱门要打开，而航空器应处于典型的地面服务构型。这些测量应该在门开口的中心与机身蒙皮形成平面之处进行；
- b) 旅客舱门位置 应该在每个旅客登机门处测量噪声，舱门要打开，在门开口的垂直中线与机身蒙皮形成平面的之处进行；
- c) 勤务工作位置 应该在航空器地面服务过程中人们通常工作的所有勤务点处测量噪声，这些点将参照经批准的航空器使用和勤务手册来确定；
- d) 测绘位置 应该在图C-2 中所示的、以试验航空器为中心的长方形各边上选择适当的测量位置。对于大型航空器，测量点之间的距离不应大于10米。为了照顾到小型飞机或者为了满足特殊要求，这个距离可以缩小。

##### C.4.4.3 气象测量点

气象数据应该在试验场上位于图C-2的传声器阵列内的某一位置测量，但要在航空器上风方向并在高出地面1.6米（5.25英尺）处进行。

#### C.4.4.4 数据显示

##### C.4.4.4.1

应该通过将精密声级计标准（参考文献10）导出的频率加权修正值加到三分之一倍频程或一倍频程声压级上来计算A加权声压级。一倍频程声压级可通过将相应的三分之一倍频程的均方声压加在一起来确定。总的声压级应该通过将包括在45赫兹至11 200赫兹频率范围内的24个三分之一倍频程或8个一倍频程的均方声压加在一起来确定。

##### C.4.4.4.2

总的声压级、A加权声级和三分之一倍频程或一倍频程数据应该以表格形式显示，精确到1分贝（dB），酌情辅以图形显示。如果必要，声压级应该针对所出现的高环境噪声作出修正。如果声压级超过了环境噪声10分贝或更多，则不需要修正。对于高出环境噪声3至10分贝之间的声压级，应该把声级作对数相减来对实测值进行环境噪声修正。如果声压级超过环境噪声不足3分贝，则可用审定当局同意的方法来调整实测值。

##### C.4.4.4.3

声学数据不必对大气吸收损失作归一化处理。试验结果应该在实际试验日气象条件下报告。

#### C.4.5 数据报告

##### C.4.5.1 识别信息

- a) 试验的地点、日期和试验时间。
- b) 辅助动力装置和有关设备的制造商和型号。
- c) 航空器类型、制造商、型号和登记号。
- d) 航空器外廓的平面图和侧面图（酌情），其中标出辅助动力装置（包括进气口和排气口）、所有有关设备以及所有声学测量站的位置。

##### C.4.5.2 试验场说明

- a) 地表面类型和位置。
- b) 尽管C.4.2.2中已经提醒注意，但仍可能出现的任何高于地面的反射面的位置和范围，如建筑物或其他航空器等。

##### C.4.5.3 气象数据（针对每个试验条件）

- a) 风速（米/秒（节））和风向（相对于航空器中线的度数（向前为0°））。
- b) 环境温度（°C）。
- c) 相对湿度（%）。
- d) 气压（百帕）。

##### C.4.5.4 运行数据（针对每个试验条件）

- a) 运转的空调组数以及它们的位置。
- b) 辅助动力装置的轴转速（每分转数或正常额定值的百分数）。
- c) 辅助动力装置的轴正常额定转速（每分转数）。
- d) 辅助动力装置的轴负荷（千瓦）（马力和/或电功率输出（千伏安））
- e) 试验期间辅助动力装置向所有靠空气运转的航空器系统供送的供气负荷（公斤/分）（根据需要计算）。

- f) 在航空器经批准的使用手册中规定的位置上的辅助动力装置排气温度（°C）
- g) 环境控制系统的工作方式（供冷或供热）
- h) 空调空气分配系统的供气管道温度（°C）。
- i) 试验期间出现的可能影响测量的事件。

#### C.4.5.5 仪器

- a) 对声学 and 气象测量设备的简要说明（包括制造商、类型或型号）
- b) 对数据采集和数据处理系统的简要说明（包括制造商、类型或型号）。

#### C.4.5.6 声学数据

- a) 环境噪声。
- b) C.4.4.4中规定的声学数据，并说明对应的传声器位置。
- c) 所用各项标准的清单，以及任何偏离的说明和理由。

#### C.4.6 参考文献

与仪器和测量程序相关的标准

1. 《国际电工技术词汇》，第2版，IEC-50 (08)（1960年）。
2. 《声学标准调谐频率》，ISO-16。
3. 《声音或噪声强弱的主观和客观表示法》，ISO-131（1959年）。
4. 《声学—优选的声级基准数值》，ISO DIS 1638.2。
5. 《噪声测量及其对人类的影响的评估指南》，ISO-2204（1973年）。
6. 《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》，IEC-327（1971年）。
7. 《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》，IEC-486（1974年）。
8. 《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》，IEC-655（1979年）
9. 《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》，IEC-402（1972）。
10. 《国际电工技术委员会关于声级表的建议》，国际电工技术委员会，IEC 651（1979年）。
11. 《国际标准化组织关于声学测量优选频率的建议》，国际标准化组织，ISO/R266-1962 (E)。
12. 《国际电工技术委员会关于旨在进行声音和振动分析的一倍频程、半倍频程和三分之一倍频程滤波器的建议》，国际电工技术委员会，IEC 225（1966年）

注：经过修订的上述出版物正文和规范，已用参照方式收入本附篇中。

国际电工技术委员会出版物可从下述地址购得：

Central Office of the International Electrotechnical Commission  
3 rue de Varembé  
Geneva, Switzerland

国际标准化组织出版物可从下述地址购得：

International Organization for Standardization  
1 rue de Varembé  
Geneva, Switzerland

或从本国国际标准化组织成员机构购得。



## 附录 D 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

注：见附件16第I卷第II部分第7章

注：附件16第I卷第II部分第8章8.6.4中所述的进场基准程序，规定了一个单一的进场航迹角。对于一些直升机来说，这可能与脉冲噪声状态重合，对其他直升机来说则不然。为了可对用于确定符合性的备选方法进行评定，需按下文所述进行附加测量。

### D.1 引言

编制下面的指导材料，是为了供各使用方在获得可以其为基础对附件16第I卷第8章所述进场试验程序进行未来修改的附加信息时使用。

### D.2 进场噪声评定程序

当进行这样的试验时，应该遵守附件16第I卷第8章的规定，但下述情况除外。

#### D.2.1 进场基准噪声测量点

指一个位于地面上的、在进场基准程序所规定的航迹正下方 120 米(394 英尺)处的航迹基准点。在平地上，这相当于以下位置：

- a) 距3°进场航迹与地平面交点2 290米；
- b) 距6°进场航迹与地平面交点1 140米；
- c) 距9°进场航迹与地平面交点760米。

#### D.2.2 最大噪声级

在进场航迹基准点：噪声级取3°、6°和9°进场修正噪声级的算术平均值。

#### D.2.2 进场基准程序

进场基准程序必须按如下方法确立：

- a) 直升机应该处于稳定状态，并沿着3°、6°和9°的进场航迹飞行；
- b) 进场应该在等于最佳爬升速度 $V_Y$ 的稳定空速，或者在该进场最低批准进场速度(取较大者)之下进行，在进场和飞越航迹基准点时功率要保持稳定直至正常接地；
- c) 进场应该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) 在适航审定试验中所用的恒定进场构型(起落架处于放下位置)应该在整個进场基准程序中保持；
- e) 直升机接地时的质量应该是噪声合格审定所要求的最大着陆质量。

## 附录 E 倾斜旋翼航空器噪声合格审定指南

注：见附件16第I卷第II部分第13章

注：对本文件不拟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斜旋翼航空器。在这种情况下，有可能需要不同的或附加的指导材料。

### E.1 适用范围

下面的指导原则应该适用于所有在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斜旋翼航空器，包括其衍生型。

注：对能够携带外挂负荷或外挂设备的倾斜旋翼航空器的合格审定，应该在未装载这些负荷或设备的情况下进行。

### E.2 噪声评定的度量

噪声评定的度量应该是附件16第I卷附录2中所述的、以EPNdB为单位的有效感觉噪声级。

注：应该为土地使用规划目的，向审定当局提供以附件16第I卷附录4中定义的 $L_{AE}$ 和 $L_{ASmax}$ 以及以附件16第I卷附录2中定义的与 $L_{ASmax}$ 相对应的三分之一倍频程SPL计的附加数据。

### E.3 噪声测量基准点

当按E.6节的基准程序和E.7节的试验程序进行试验时，倾斜旋翼航空器在下列基准点的噪声不应超过E.4节中规定的噪声级：

#### 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E.6.2）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米。
- 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米处，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E.6.3）中所规定的航迹垂直向下150米（492英尺）处；
- 2) 该点还有位于地面上的另两个测点，对称地位于飞越基准程序所规定的航迹的两侧各150米，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E.6.4）中所规定的航迹垂直向下120米（394英尺）处。在平地上，该点相当于距 $6^\circ$ 进场航迹与地平面的交点140米处；
- 2) 该点还有位于地面上的另两个测点，对称地位于进场基准程序中所规定的航迹两侧各150米，并位于通过航迹基准点的一条直线上。

### E.4 最大噪声级

对于E.1节中规定的倾斜旋翼航空器，按附件16第I卷附录2的直升机噪声评定方法确定的最大噪声级不应超过下述数值：

- a) 起飞 对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80 000公斤及以上的处于垂直起降/转换模式下的倾斜旋翼航空器，噪声限定值为109EPNdB，且随倾斜旋翼航空器质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3EPNdB，直到噪声级减至89EPNdB，以后该值保持恒定。

- b) 飞越 对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80 000公斤及以上的处于垂直起降/转换模式下的倾斜旋翼航空器，噪声限定值为108EPNdB，且随倾斜旋翼航空器的质量对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3EPNdB，直到噪声级减至88EPNdB，以后该值保持恒定。

注：对于在固定翼飞机模式下运行的倾斜旋翼航空器，没有最大噪声级限制。

注：垂直起降/转换模式都是经批准的构型和飞行模式，该模式的设计工作旋翼转速是用于悬停运行的。

- c) 进近 对于噪声合格审定所要求的最大审定起飞质量为80 000公斤及以上的处于垂直起降/转换模式下的倾斜旋翼航空器，噪声限定值为110EPNdB，且随倾斜旋翼航空器质量的对数呈线性减少，质量每减少一半则噪声级减少3EPNdB，直到噪声级减至90EPNdB，以后噪声级保持恒定。

注：附件16第I卷附篇A第7节（第8章8.4.1中所述的条件）中所列的作为起飞质量函数的噪声级的计算公式，与本指南中所规定的最大噪声级是一致的。

## E.5 综合评定

如果在一个或两个测量点的最大噪声级被超过，则：

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

## E.6 噪声合格审定基准程序

### E.6.1 一般条件

#### E.6.1.1

基准程序应该符合适当的适航要求。

#### E.6.1.2

基准程序和航迹应该经审定当局批准。

#### E.6.1.3

除在E.6.1.4 中所规定的条件之下以外，起飞、飞越和进场基准程序应该分别是E.6.2、E.6.3和E.6.4中所规定的程序。

#### E.6.1.4

当申请人表明倾斜旋翼航空器设计特性妨碍其按E.6.2、E.6.3或E.6.4进行飞行时，基准程序应该：

- 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.6.2、E.6.3或E.6.4中所规定的程序；
- b) 经审定当局批准。

#### E.6.1.5

基准程序应该在下述基准大气条件下计算：

- a) 恒定大气压力为1013.25百帕；
- b) 恒定外界大气温度为25°C；
- c) 恒定相对湿度为70%；
- d) 无风。

#### E.6.1.6



在E.6.2 d), E.6.3 d)和E.6.4 c) 中, 最大正常工作转速应该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该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, 应该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。

## E.6.2 起飞基准程序

起飞基准飞行程序应该按下述方式建立:

- a) 在整个起飞基准程序中, 应该保持申请人所选择的恒定起飞构型, 包括短舱角;
- b) 倾斜旋翼航空器应该稳定在对应于基准外界条件下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米、高出地面20米(65英尺)的一点开始的航迹上飞行;
- c) 在整个起飞基准程序中, 应该保持短舱角和相应的最佳爬升速率, 或批准的起飞后的最低爬升速度(取较大者);
- d) 稳定爬升应该以旋翼转速稳定在起飞审定的最大正常工作转速下进行;
- e) 倾斜旋翼航空器的质量应该是噪声合格审定所要求的最大起飞质量;
- f) 基准起飞航迹被规定为从起始点(中央噪声测量点之前500米, 且高出地面20米(65英尺))开始, 以一个由最佳爬升率(BRC)和对应于所选短舱角且用于最低规范发动机性能的最佳爬升速度所规定的角度倾斜的直线线段。

## E.6.3 飞越基准程序

E.6.3.1 飞越基准程序应该按下述方式建立:

- a) 倾斜旋翼航空器应该在航迹基准点上方150米(492英尺)高度稳定地水平飞行;
- b) 在整个飞越基准程序中, 应该保持申请人所选择的恒定构型;
- c) 倾斜旋翼航空器的质量应该是噪声合格审定所要求的最大起飞质量;
- d) 在垂直起降/转换模式下, 在经认可的固定运行点处的短舱角应该最接近于经审定用于零空速的最低短舱角, 同时应该在整個飞越基准程序中保持 $0.9V_{CON}$ 速度和稳定在经审定的平飞最大正常工作转速的旋翼转速。

注: 就噪声合格审定而言,  $V_{CON}$ 被定义为在特定短舱角用于垂直起降/转换模式的最大核定速度。

- e) 在固定翼飞机模式下, 短舱角应该在整個飞越基准程序中保持向下一停止状态, 并且:
  - 1) 旋翼转速稳定在与垂直起降/转换模式相关的转速和 $0.9V_{CON}$ 速度;
  - 2) 旋翼转速稳定在与固定翼飞机模式相关的正常巡航转速, 和经审定用于水平飞行的与之对应的 $0.9V_{MCP}$ 或 $0.9V_{MO}$ (取较小者)。

注: 就噪声合格审定而言,  $V_{MCP}$ 被定义为固定翼飞机模式在最大审定质量下, 使用在海平面压力(1013.25百帕)和25°C外界条件下可获得的最小装机发动机最大连续功率(MCP)对应的最大工作极限空速。 $V_{MO}$ 被定义为不能有意超过的最大工作(MO)极限空速。

E.6.3.2 用于噪声合格审定的 $V_{CON}$ 和 $V_{MCP}$ 或 $V_{MO}$ 的值, 应该引自经批准的飞行手册。

## E.6.4 进场基准程序

进场基准程序应该按下述方式建立:

- a) 倾斜旋翼航空器应该稳定地沿着一条 $6.0^\circ$ 进场航迹飞行;

- b) 进场应该以产生最大噪声的经适航批准的构型，在等于与短舱角相对应的最佳爬升速率或经批准的进场最低空速（取较大者）的稳定空速下进行，并在进场、飞越航迹基准点，直至正常接地过程中保持功率稳定；
- c) 进场应该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，应该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) 接地时倾斜旋翼航空器的质量应该是噪声合格审定所要求的最大着陆质量。
- d) 任何超出量应该由其他一点或多点处最大噪声级的相应减少量来抵消。

## E.7 试验程序

### E.7.1

试验程序应该是为颁证国家的适航和噪声合格审定当局所能接受的。

### E.7.2

试验程序和噪声测量应该以经过批准的方式来进行和处理，以得出第2节中确定的噪声评定的度量。

### E.7.3

试验条件和程序应该与基准条件和程序相类似，否则，声学数据应该按附件16第I卷附录2中所述的适用于直升机的方法，调整到本附篇所规定的基准条件和程序下。

### E.7.4

对试验程序和基准飞程序之间差距进行的调整不应超过下列数值：

- a) 对于起飞：不超过 4.0EPNdB，其中  $\Delta_1$  与  $\Delta_2$  中的  $-7.5\log(QK/Q_rK_r)$  项的算数和不应超过 2.0EPNdB；
- b) 对于飞越或进场：不超过 2.0EPNdB。

### E.7.5

试验期间，在整个 10 分贝降的时间段内，平均旋翼转速与最大正常工作转速的偏差不应大于  $\pm 1.0\%$ 。

### E.7.6

在整个 10 分贝降的时间段内，倾斜旋翼航空器的空速与适合于飞行验证的基准空速的偏差不应大于  $\pm 9$  千米/小时 ( $\pm 5$  节)。

### E.7.7

逆风水平飞越的次数应该与顺风水平飞越的次数相等。

### E.7.8

在整个10分贝降的时间段内，倾斜旋翼航空器应该在垂直于基准地面轨迹正上方  $\pm 10^\circ$  或  $\pm 20$  米 ( $\pm 65$ 英尺) (取较大者) 的范围内飞行 (见附件16第I卷第II部分第8章的图8-1)。

### E.7.9

在整个10分贝降的时间段内，倾斜旋翼航空器的高度与上方点基准高度的偏差不应超过  $\pm 9$  米 (30英尺)。

### E.7.10

在进场噪声验证过程中，在整个10分贝降的时间段内，倾斜旋翼航空器应该在  $5.5^\circ$  至  $6.5^\circ$  之间的空间范围内，稳定地恒速进场。

E.7.11

在进场噪声验证过程中，在整个10分贝降的时间段内，倾斜旋翼航空器应该在 $5.5^{\circ}$ 至 $6.5^{\circ}$ 之间的空间范围内，稳定地恒速进场。

## 附录 F 关于对噪声合格审定文件实施管理的指南

注：见附件16第I卷第II部分第章

### F.1 引言

以下信息是为那些希望在噪声合格审定文件的管理方面得到进一步指导的使用方而提供的。本材料并不打算在适用时追溯既往，但一些使用方如果愿意追溯性地适用所建议的格式，尽可能这样做。

### F.2 噪声合格审定文件

噪声评定的度量应该是附件16第I卷附录2中所述的、以EPNdB为单位的有效感觉噪声级。

#### F.2.1 所需提供的信息

##### F.2.1.1

附件16第I卷第1章1.5规定了在噪声合格审定文件中至少必须包含哪些信息。下文提供了对这些项目的进一步指导。请注意，所有项目都必须按照附件16第I卷第II部分第1章1.5和1.6中的要求使用阿拉伯数字进行编号。当噪声合格审定文件以外文形式发给信息使用者时，以阿拉伯数字编号便于查找信息。一些项目仅与某些章节有关。在这种情况下，会在该项目中注明相关章节。

##### F.2.1.2 第1项 国家名称

颁发噪声合格审定文件的国家名称。这一项目应该与登记证和适航证上的信息相一致。

##### F.2.1.3 第2项 噪声文件名称

正如F.2.3节中所解释的那样，可以颁发几种不同种类的文件，这取决于对噪声合格审定文件加以执行的管理系统。所选择的管理系统将决定文件的名称，例如，“噪声合格证”，“噪声审定合格证件”或登记国在其管理系统中使用的任何其他名称。

##### F.2.1.4 第3项 文件编号

由登记国发予的唯一号码，以便在其管理系统中识别这一特定证件。这样的号码将方便对该文件进行任何查询。

##### F.2.1.5 第4项 国籍标志或通用标志和注册标志

由登记国根据附件16第I卷附件7发予的国籍或通用标志和注册标志。该项目应该与登记证和适航证上的信息相一致。

##### F.2.1.6 第5项 航空器制造商和制造商命名的航空器名称

所涉航空器的类型和型号。该项目应该与登记证和适航证上的信息相一致。

##### F.2.1.7 第6项 航空器出厂序号

由航空器制造商提供的航空器出厂序号。该项目应该与登记证和适航证上的信息相一致。

##### F.2.1.8 第7项 发动机制造商、类型和型号

用以识别和确认航空器构型的所装发动机的名称。名称应该包括所涉发动机的类型和型号。名称应该与所涉发动机的型号合格证或补充型号合格证相一致。

##### F.2.1.9 第8项 螺旋桨驱动的飞机的螺旋桨类型和型号

用以识别和确认航空器构型的所装螺旋桨的名称。名称应该包括螺旋桨的类型和型号。名称应该与所涉螺旋桨的型号合格证或补充型号合格证相一致。该项目仅包含在螺旋桨驱动的航空器噪声合格审定文件中。

#### F.2.1.10 第9项 最大起飞质量和单位

与航空器审定噪声级相关的以公斤表示的最大起飞质量。计量单位(kg)应该明确规定,以避免产生误解。如果航空器设计国的主要质量单位与公斤不同,应该按照附件16第I卷附件5使用换算系数。

#### F.2.1.11 第10项 用于根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第12和第14章颁发的合格证以公斤表示的最大着陆质量

与航空器审定噪声级相关的以公斤表示的最大着陆质量。计量单位(kg)应该明确规定,以避免产生误解。如果航空器设计国的主要质量单位与公斤不同,应该按照附件16第I卷附件5使用换算系数。该项目仅包含在为按照附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第12和第14章颁发证件而提供的噪声合格审定文件中。

#### F.2.1.12 第11项 进行航空器合格审定所依据的附件16第I卷的相关章节

对所涉航空器进行噪声合格审定所依据的附件16第I卷的相关章节。对于附件16第I卷第2、第8、第10和第11章,规定噪声限制的相关节也应包括在内。

#### F.2.1.13 第12项 为符合适用的噪声合格审定标准所纳入的附加改装

该项目至少应该包含对第5、第7和第8项所定义的基本型航空器的所有附加改装,这些改装对于满足该航空器进行噪声合格审定所依据的附件16第I卷相关章节(如第11项所述)的各项要求是必不可少的。其他对于满足上述章节的要求并非必不可少,但为达到所规定的审定噪声级也是需要的改装,也可根据审定当局的意见包含在内。提供附加改装信息时,应该使用明确的参考符号,如补充型号合格证(STC)编号、唯一的零件编号,或由改型制造商给定的类型/型号代号。

#### F.2.1.14 第13项 用于根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第12和第14章颁发的文件的、以相应单位表示的横侧/全功率噪声级

在相关章节中规定的横侧/全功率噪声级。应该规定所用的噪声级单位(如EPNdB),且噪声级应该精确到十分之一分贝。该项目仅包含在根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第12和第14章进行合格审定的航空器的噪声合格审定文件中。

#### F.2.1.15 第14项 用于根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第8、第12、第13和第14章颁发的文件的、以相应单位表示的进近噪声级

在相关章节中规定的进近噪声级。应该规定所用的噪声级单位(如EPNdB),且噪声级应该精确到十分之一分贝。该项目仅包含在根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第8、第12和第14章进行合格审定的航空器的噪声合格审定文件中。

#### F.2.1.16 第15项 用于根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第12和第14章颁发的文件的、以相应单位表示的飞越噪声级

在相关章节中规定的飞越噪声级。应该规定所使用的噪声级单位(如EPNdB),且噪声级应该精确到十分之一分贝。该项目仅包含在根据附件16第I卷第2、第3、第4、第5、第12和第14章进行合格审定的航空器的噪声合格审定文件中。

#### F.2.1.17 第16项 用于根据附件16第I卷第6、第8、第11和第13章颁发的文件的、以相应单位表示的飞越噪声级

在相关章中规定的飞越噪声级。应该规定所使用的噪声级单位（如EPNdB 或分贝（A）），且噪声级应该精确到十分之一分贝。该项目仅包含在根据附件16第I卷第6、第8、第11和第13章进行合格审定的航空器的噪声合格审定文件中。

注：对于根据附件16第I卷第13章进行适航审定的倾斜旋翼航空器，只需要说明以垂直起降、转换模式确定的飞越噪声级。

#### F.2.1.18 第17项 用于根据附件16第I卷第8、第10和第13章颁发的文件的、以相应单位表示的起飞噪声级

在相关章节中规定的起飞噪声级。应该规定所使用的噪声级单位（如EPNdB或分贝（A）），且噪声级应该精确到十分之一分贝。该项目仅包含在根据附件16第I卷第8、第10和第13章进行合格审定的航空器的噪声合格审定文件中。

#### F.2.1.19 第18项 符合性声明，包括对附件16第I卷的参照

对所涉航空器符合适用的噪声要求的声明。应该对附件16第I卷进行参照。除此以外，还可以对国家噪声要求进行参照。

#### F.2.1.20 第19项 噪声合格审定文件颁发日期

颁发噪声合格审定文件的日期。

#### F.2.1.21 第20项 颁证官员签名

颁发噪声合格审定文件的官员的签名。还可增加其他项目，如加盖图章或印鉴等。

### F.2.2 附加信息

#### F.2.2.1

各使用方可自行决定为噪声合格审定文件增添附加信息。应该谨慎从事，以确保所提供的信息不与正式审定噪声级相混淆。特别是，在非噪声合格审定条件下获取的噪声级应该清楚地注明补充信息。附加信息应放在“备注”方框内或单独的方框内。这些方框不应进行编号，以免出现非标准化编号，并便于将来对编号系统进行修改。这些方框(一个或多个)应该包含一个对所提供的附加信息进行的充分说明。可能提供的附加信息的例子见F.2.2.2至F.2.2.7。

#### F.2.2.2 颁证机构的标识和名称

为了便于识别，可增加颁证机构的标识和名称。

#### F.2.2.3 噪声限制

如果增添噪声限制，则噪声限制应该根据所涉噪声要求给出，并以适当的单位表示，精确到0.1分贝。如果使用方的噪声要求使用不同的限制（更严格或更宽松），应该清楚注明这一点，而且为避免混淆，还应引述国际民用航空组织的噪声限制要求。

#### F.2.2.4 语言

颁发使用非英语语言制作的噪声合格审定文件的国家，应该根据附件16第I卷附件6提供英文译文。

#### F.2.2.5 对国家要求的参照

对国家要求的参照可与第18项放在一起，或增设为一个单独的项目。

#### F.2.2.6 其他的航空器改装

登记国可自行决定提供对第5项和第7至第10项所规定的基本型航空器进行的其他改装，以帮助进一步确定噪声特性。请注意，任何为满足颁发文件所依据的标准而必须进行的修改，都应在第12项下报告。

#### F.2.2.7 失效日期

如果登记国对噪声合格审定文件的有效性加以限制，它应将失效日期包括在内。

### F.2.3 噪声合格审定文件的格式

F.2.3.1 考虑到对噪声合格审定文件管理系统的需求多种多样，现提供以下三种备选的标准选择：

- 1) 一个独立的噪声合格证，在这一单一文件中包含附件16第I卷的各项强制性信息要求。
- 2) 两个互为补充的文件，其中一个可以是飞机飞行手册（AFM）或航空器使用手册（AOM）。
- 3) 三个互为补充的文件。

#### F.2.3.2 选择1 一个文件

第一种选择是一个管理系统，在该系统中，证明噪声审定合格的文件采用一种单独的噪声合格证的形式，其中包含附件16第I卷第II部分第1章1.5中所确定的所有项目。图F-1提供了一个标准格式。使用此种格式的国家在需要时可以对其加以改动，以满足自己国家的要求和/或包括任何附加项目。但是，它仍然要与图F-1的格式大致相似。请注意，并非在每个噪声合格证上都要提及所有的项目。例如，第13项至第17项的项目将不会在一个噪声合格证上全部提及，因为它们并不适用于每一章。通常来说，对每一序列号的航空器仅应颁发一张合格证且同时生效。如果噪声合格证已经失效，就应使其暂停使用或废止，以避免出现一架航空器同时具有多张噪声合格证正在使用的情况。如果根据本选择颁发了多重文件，应该很容易确定在任一特定时间哪一文件是可以使用的。

#### F.2.3.3 选择2 两个互为补充性的文件

##### F.2.3.3.1

第二种选择是一个由两个文件组成的管理系统。其中，第一个正式文件用于证明噪声审定合格，但仅限于确定该航空器的身份和声明其符合噪声要求，只包含2.1中第1项至第6项和第18项至第20项。它既可以采取（有限的）噪声合格证的形式，也可以采取适航证的形式（对于那些将噪声要求包括在适航要求中的国家而言）。对于后一种情况，不再需要第18项（与附件16的符合性声明），因为其符合性是不言而喻的。适航证中的项目编号将根据附件16第I卷附件8中的惯例来确定。在这样的情况下，F.2.1节中的剩余项目应被转化成一个补充性的标准化噪声合格审定文件，通常作为登记国批准的飞机飞行手册或航空器使用手册中的一页，其格式可以非常类似于F.2.3.2中所述的噪声合格证的格式。因此，图F-1给出的格式也可作为补充性文件的标准格式，尽管其中的一些项目可能不需要。

##### F.2.3.3.2

通常情况下，对每架航空器只颁发一套由两个文件组成的文件。如果其中的一个噪声合格审定文件已失效，该文件应暂停使用或予以废止。如果根据本选择颁发了多重文件，通过这些文件应该能够明显看出在任一特定时间哪一文件是可以使用的。

#### F.2.3.4 选择3 三个互为补充性的文件

##### F.2.3.4.1

第三种选择是一个由三个文件组成的管理系统。其中，第一个正式文件与选择2的F.2.3.3.1中的第一个文件相同。该文件用于证明噪声审定合格，因此也仅限于证明航空器的身份和声明符合噪声要求，只包含F.2.1中第1项至第6项和第18项至第20项。它既可采取噪声合格证的形式，也可以采取适航证的形式（对于那些将噪声要求包括在适航要求中的国家而言）（其说明与第二种选择中的相同）。F.2.1中的剩余项目应被转化成第二和第三个补充性噪声合格审定文件。

##### F.2.3.4.2

第二个文件通常作为登记国批准的飞机飞行手册或航空器使用手册中的一页（或多页）提供，它会列出从该页颁发之日起航空器机队运行的和预计运行的所有航空器构型。该机队由按同一飞行手册运行的所有航空器组成。信息的格式可以非常类似于F.2.3.2所述的噪声合格证的格式，所有信息对应于

第5项和第7项至第17项所含的特定航空器构型。与某一特定构型相对应的每一系列的参数用“构型号”（例如“x”）来识别。因此，图F-1给出的格式增加构型号以后，同样可以用于有关项目。

由登记国使用	1. <登记国>		3. 文件编号:		
2. 噪声合格证					
4. 国籍标志和注册标志:	5. 制造商和制造商命名的航空器名称:			6. 航空器出厂序列号:	
7. 发动机:			8. 螺旋桨: *		
9. 最大起飞质量:	10. 最大着陆质量: *		11. 噪声合格审定标准:		
kg	kg				
12. 为符合适用的噪声合格审定标准纳入的附加改装:					
13. 横测/全功率噪声级: *	14. 进场噪声级: *	15. 飞越噪声级: *	16. 飞越噪声级: *	17. 起飞噪声级: *	
备注:					
18. 本噪声合格证根据《国际民用航空公约》附件 16 第 I 卷为上述航空器颁发, 该航空器当根据相关要求和运行限制维护和运行时, 被认为符合所列明的噪声标准。					
19. 颁发日期.....			20. 签名.....		

\* 根据噪声合格审定标准的不同, 这些方框有时可以省略。

图F-1 噪声合格证

#### F.2.3.4.3

这种选择下的第三个文件, 根据使用方管理程序颁发。该文件将会说明, 具有特定序号的航空器自第三个文件颁发之日起, 已按照构型号“x”运行。如果根据本选择颁发了多重文件, 通过这些文件应该能够明显看出在任一特定时间哪一文件是可以使用的。



## 附录 G 在机场及其附近监测航空器噪声

注：见附件16第I卷第III部分

### G.1 引言

注：喷气式航空器的采用和空中交通的普遍增长，引起了国际上对航空器噪声的关注。为便于在国际上就解决航空器噪声问题展开合作，本附录建议一个在机场及其附近监测航空器噪声的程序。

注：在本附录中，监测是指对航空器在机场运行中所产生的噪声级的例行测量。监测通常包括每天所进行的、可能要求立即指示出噪声级的大量测量。

注：本附录规定了为测量航空器在机场运行中所产生的噪声级所用的测量设备。按本附录测得的噪声级是使用附件16第I卷附录1中4.2所述的方法计算的、以PNdB 为单位的感测噪声级PNL的近似值。

#### G.1.1 建议：

监测航空器噪声应该使用移动式的，或者使用永久安装的设备进行，前者通常只用一个声压级计，后者则装有位于现场不同位置的一个或多个带有放大器的传声器，并且由数据传输系统将各传声器与中央记录装置相联。本附录主要描述后一种方法，但是，当使用移动式设备时，本附录所述的各项规范只要相关，即应遵守。

### G.2 定义

监测航空器是指对航空器在机场及附近产生的噪声级进行例行测量，以监视与噪声抑制要求的符合性和检查其有效性。

### G.3 测量设备

#### G.3.1 建议：

测量设备应该由能直接读数的手提式记录设备组成，或由位于现场一个或多个固定点并通过无线电传输—或电缆系统（例如电话线等）与中央记录设备相联的设备组成。

#### G.3.2 建议：

包括传输系统的现场设备的特性应该符合国际电工技术委员会第179号出版物“精密声级计”，只是应该应用等于40呐等噪线（见图G-1）的倒置的频率加权。表G-1给出了相对于1 000赫兹处的值的40呐等噪线的倒置的精确到1分贝的近似值。设备的加权元件的相对频率响应应该保持在 $\pm 0.5$ 分贝的容差之内。当这样的加权网络装入直读式仪表里时，传声器声学输入与表的读数之间的关系应该跟随40呐等噪线的倒置，其容差与国际电工技术委员会第179号出版物<sup>2</sup>中为加权曲线C所规定的相同。从上述仪器获得的测量值在加上7分贝之后，得到近似于以PNdB为单位的感测噪声级的值。

#### G.3.3 建议：

另一个确定感测噪声级近似值的方法可通过这样的方式获得，即使用内置A加权网络<sup>3</sup>的声级计来测量噪声，再加上取决于噪声频谱的、通常在9至14分贝之间的修正量K。当报告结果时，应该说明K值及测量机构确定该值所用的方法。

---

1. 该出版物由位于瑞士日内瓦凡隆巴街3号的国际电工技术委员会中央办公室于1965年首次发行。  
2. 该出版物由位于瑞士日内瓦凡隆巴街3号的国际电工技术委员会中央办公室于1965年首次发行。  
3. 关于A加权网络的说明，见IEC第179号出版物。

### G.3.4 建议:

现场安装的航空器噪声监测传声器应该有适当的防雨、防雪和防御其他不利天气条件的保护装置。应该针对由防风罩或其他保护罩所产生的随频率和天气条件而变化的任何插入损失，对实测数据进行适当修正。如果需要随时间变化的噪声记录，则可通过把噪声信号记录在磁带上、图示声级记录仪上或其他适当设备上获得这一记录。

### G.3.5 建议:

记录和指示设备应该符合国际电工技术委员会第179号出版物中就被称为“慢挡”的指示仪表动态特性提出的要求。如果噪声信号的预期持续时间少于5秒，则可使用被称为“快挡”的动态特性。

注：对于本建议，持续时间被称作有意义的时间历程的长度。在此时间内，所记录的信号，通过一个振幅特性等于40呐等噪线倒置的加权网络，保持在其最大值的10分贝之内

### G.3.6 建议:

传声器系统应该最初已经在装备有自由场校准装置的实验室里校准过，并且该系统的校准应该至少每6个月重新检查一次。

表G-1 相对于1 000赫兹处的值的40呐等噪线倒置的精确到1分贝的近似值

Hz	40	50	63	80	100	125	160
dB	-14	-12	-11	-9	-7	-6	-5
Hz	200	250	315	400	500	630	800
dB	-3	-2	-1	0	0	0	0
Hz	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000
dB	0	+2	+6	+8	+10	+11	+11
Hz	5000	6300	8000	10000	12500		
dB	+10	+9	+6	+3	0		

### G.3.7 建议:

整个测量系统应该在现场安装之前并在其后每隔一个周期在实验室进行校准，以确保系统的频率响应和动态范围要求符合于本文件所述的规范。

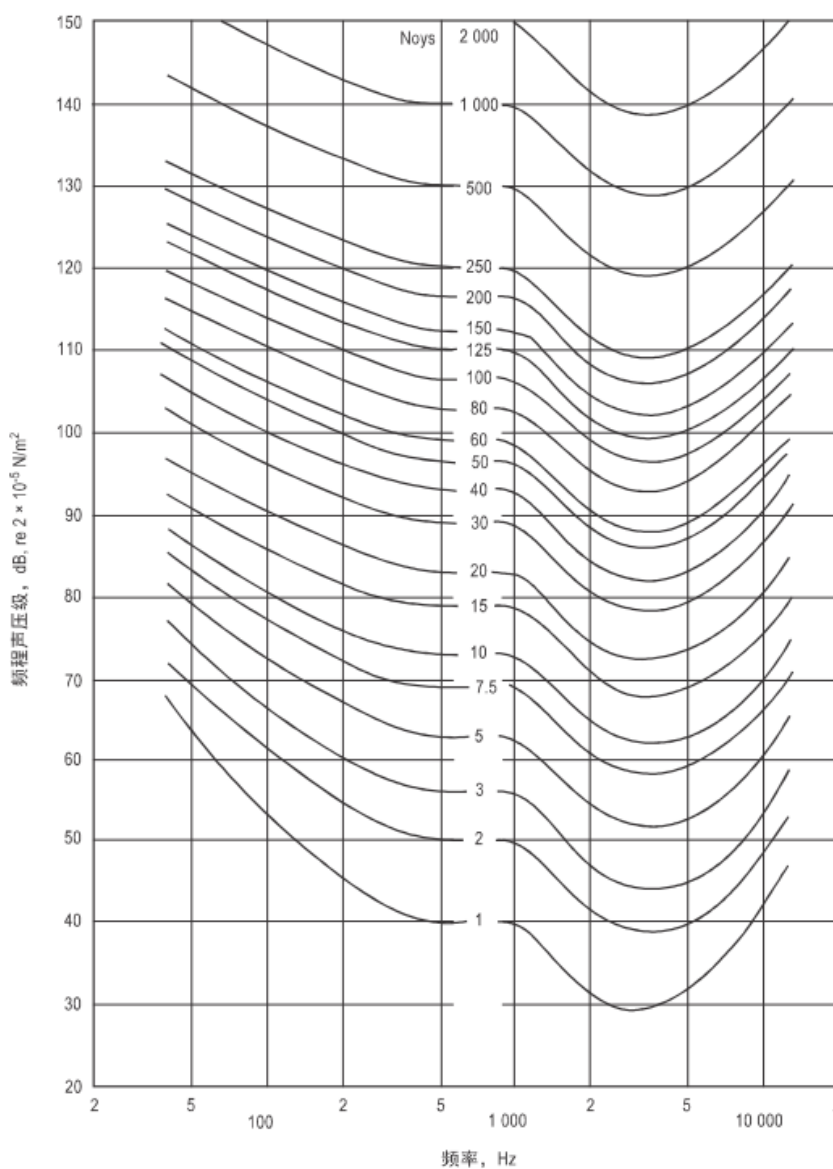
### G.3.8 建议:

对于所产生的感觉噪声级近似值不同于上面所规定的值的直读式测量系统，不应将其排除在测量工具之外。

## G.4 现场设备安装

### G.4.1 建议

用于监测航空器运行噪声级的传声器应该安装在适当的位置，使每个传声器的最大灵敏度轴线朝着能获得最大声波灵敏度的方向。传声器位置的选择，应该使通过传声器有效中心的水平面上方不存在干扰航空器所产生的声场的障碍物。监测传声器可能需要放在有车辆交通、儿童玩耍等所造成的较大背景噪声的地点。在这种情况下，常常适宜把传声器置于屋顶、电话线杆或其他高于地面的结构上。因此，有必要在测量一系列航空器运行的噪声级之后或之前，确定背景噪声级并在一个或多个频率上对测量系统的总灵敏度进行现场检查。如果由于传声器放在高于地面的结构上，操作人员因无法靠近传声器而不可能直接校准它，在传声器位置处放置一个校准过的声源是有用的。此声源可以是一个小的扬声器、一个静电激励器或类似装置。



图G-1 等感觉噪声度曲线

#### G.4.2 建议

监测会涉及到单一航空器飞行所产生的、一系列飞行所产生的或特定类型航空器所产生的或不同航空器的大量运行所产生的噪声。对于特定监测位置，这些噪声级会随着飞行程序或气象条件的变化而变化。因此，在解释监测程序的结果时，应该考虑到实测噪声级的统计分布。在描述监测程序的结果中，应该提供实测噪声级分布的相应说明。

## 附录 H

### 关于为土地使用规划目的获得直升机噪声数据的指南

#### H.1 引言

以下指导材料是为那些想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的使用方而编制的。本指导材料旨在协助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。

#### H.2 数据收集程序

##### H.2.1

适用于土地使用规划目的的数据，可根据附件16第I卷第8章的噪声合格审定数据直接导出。附件16第I卷第8章的申请人可自主选择通过由申请人确定的并经审定当局批准的起飞、进场和/或飞越备选程序，采集适用于土地使用规划目的的数据。备选飞越程序应该以150米（492英尺）的高度飞越航迹基准点。此外，申请人还可自主选择在附加传声器位置提供噪声数据。

##### H.2.2

可为土地使用规划目的提供附件16第I卷第11章的噪声合格审定数据。附件16第I卷第11章的申请人可自主选择提供通过地面以上150米（492英尺）的飞越备选程序所获取的数据。在采集用于土地使用规划目的的数据时，附件16第I卷第11章的申请人应该考虑通过对称地置于航迹两侧150米处的两个附加传声器和/或由申请人确定的并经审定当局批准的附加起飞和进场程序来采集数据。此外，申请人还可自主选择在附加传声器位置提供数据。

##### H.2.3

所有为土地使用规划目的提供的数据，都应通过附件16第I卷第8章和第11章中规定的经批准的程序，修正到适当的基准条件下，或者对于备选飞行程序而言，按照审定当局批准的适当程序进行修正。

#### H.3 数据报告

##### H.3.1

所有为土地使用规划目的提供的数据，都应提交给审定当局批准。批准的数据和相应的飞行程序，应该作为直升机飞行手册中的补充信息提供。

##### H.3.2

建议所有为土地使用规划目的提供的数据，都应以附件16第I卷附录4中定义的、相对于每次试验运行的飞行方向确定的左边线、中心线和右边线噪声测点的平均声暴露级 $L_{AE}$ 来表述。也可以提供以其他噪声测量值表示的补充数据，这些数据应该以符合所规定的噪声合格审定分析程序的方式导出。

#### H.4 关于采集直升机悬停噪声数据的指南

##### H.4.1

关于采集直升机悬停噪声数据的这些指南的主要目标是在测量条件和测量位置方面（包括悬停高度、径向测量距离、方位角方向和传声器构型）实现充分的共通性，以便能够在不同的悬停噪声数据集之间直接进行对比。因此，这些指南并非旨在作为悬停噪声试验的全面程序，而是关于为实现这一目标而应在悬停噪声试验方案中纳入何种测量的建议。此外，这些指南不能取代航空器安全飞行方面的规定，并且使用这些指南应该遵守直升机悬停运行的适航限制。这些指南列示如下。

##### H.4.2 航空器悬停高度

由于保持悬停位置所需的功率要求较高，直升机产生的噪声级通常较高。当在“地面效应”（IGE）下运行时，保持悬停位置所需的功率会降低，这是在接近地面（在1/2旋翼直径以内）运行时会遇到的一种性能改善的情况。当在“无地面效应”（OGE）下运行时需要功率接近最大值。直升机悬停噪声试验悬停高度建议如下：

- a) IGE悬停：建议机轮或滑撬与地面保持1.5米（5英尺）的间距；
- b) OGE悬停：OGE悬停噪声测量时，建议悬停高度为30米（100英尺）或经适航批准的最低悬停高度，两者中取数值较大者。单发直升机的经适航批准的最低悬停高度通常大于30米（100英尺）。如果可能，还建议在60米（200英尺）和/或90米（300英尺）的高度采集OGE悬停噪声数据。如果经适航批准的最低OGE悬停高度高于30米（100英尺）但低于60米（200英尺）或90米（300英尺），建议将OGE悬停试验高度从经适航批准的最低高度提高到60米（200英尺）和/或90米（300英尺）。作为最低标准，建议至少采集这些建议高度中至少一个高度处的OGE悬停噪声数据。应将OGE悬停高度与噪声数据一起报告。

#### H.4.3 航空器位置

对于每次悬停噪声测量，建议航空器保持正常状态至少30秒，航空器的纵向和横向位置保持在距离目标主旋翼桨毂位置 $\pm 7.6$ 米（25英尺）的范围内。建议航空器垂直位置在IGE条件下保持在 $\pm 1.5$ 米（5英尺）以内，在OGE条件下保持在 $\pm 3$ 米（10英尺）以内。

注：航空器位置是涉及悬停噪声数据质量的二阶效应。如果可达到一阶指导性参数要求，则在这些航空器位置指南以外获得的数据可能是可用的。注意，如果超过 $\pm 7.6$ 米（25英尺），则可以对测得的噪声数据进行 $20 \log$ （平均试验距离/基准距离）的近似调整

#### H.4.4 航空器总质量和旋翼速度

建议将总质量维持在最大审定起飞质量的百分之十以内，将旋翼速度维持在最大正常运行速度的 $\pm 1$ 分之一以内。

#### H.4.5 气象条件

直升机悬停噪声极其多变，且对风速或风向的变化最为敏感。即使是直升机配备了能够自动进行控制指令输入从而使直升机可以在阵风条件下保持位置的先进飞行控制系统，也是如此。进行直升机悬停噪声试验的气象条件建议如下：

- a) 风速是涉及悬停噪声的一阶效应，应该被视为数据质量评估的关键度量标准。在测取悬停噪声数据时，10米处所测30秒平均风速应小于2.6米/秒（5节），但为了降低多变性，风速最好小于1.5米/秒（3节）。
- b) 建议10米（33英尺）处的温度和相对湿度限制分别为-10至35摄氏度（14至95华氏度）和20%至95%。对测得的温度和相对湿度数据的任何调整都应该基于25摄氏度（77华氏度）的基准温度和70%的基准相对湿度来进行；
- c) 温度、湿度和大气声吸收通常是涉及悬停噪声数据质量的二阶效应，但逆温会严重影响悬停噪声级。清晨进行试验通常是获取低风速悬停噪声数据最实用的方法，但在清晨也可能遇到低空逆温。主要建议是进行大气测量，以确保不存在可能严重影响悬停噪声测量的逆温现象。否则，试验团队可能会遇到既要尽早试验以利用稳定的低风条件，又要推迟清晨的试验直到不太可能出现逆温这种情况，可能要在两者之间进行微妙的平衡。

#### H.4.6 地面

建议的每个传声器附近的地面为国际民航组织《环境技术手册》（Doc 9501 号文件）中所述的经修剪的草坪。

#### H.4.7 非声学数据

建议采集表H-1中提供的以下非声学参数数据。这些参数按照优先级1或优先级2排序，应将其与悬停噪声测量值一起报告。对于风速和风向、温度和相对湿度，建议报告与声学测量同时进行的30秒平均值（如有）。

表H-1 非声学数据参数	
优先级1	优先级2
10米（33英尺）处的风速和温度	10米（33英尺）处的相对湿度
10米（33英尺）处的风向	航空器旋翼速度（瞬时每分钟转数）
航空器位置（横向/纵向/垂直）	航空器总质量（瞬时）
航空器温度（外界大气温度）	航空器功率（转矩或马力）
航空器旋翼速度（标称每分钟转数）	航空器航向（瞬时）
航空器总质量（标称）	
航空器航向（标称）	

#### H.4.8 数据分析

每次进行悬停噪声测量时，应测量至少30秒的噪声级数据并取其平均值。为便于报告，建议使用基于慢速时间平均的A加权平均值。可以对其他指标（线性、C加权等）进行评估，并对其加以报告。

#### H.4.9 传声器构型

传声器应安装在一个1.2米（4英尺）高且声音为切线入射的传声器支架上。关于安装在地平面的传声器的使用的研究正在进行中，目前不建议将其作为悬停噪声测量唯一的传声器构型。但是，建议同时进行地平面测量以备未来之需。应该报告用于悬停噪声测量的传声器构型。风速低于3米/秒（6节）时通常不需要防风罩，但在采集直升机悬停噪声数据时建议使用防风罩。

#### H.4.10 测量位置的径向距离

建议悬停噪声测量采取150米（492英尺）或500英尺的径向距离，因为该距离已被制造商广泛采用。150米（492英尺）和500英尺的径向距离足够接近，对于悬停噪声测试可被视为是等效的。

#### H.4.11 方位测量位置

直升机悬停噪声已经被证明与方向高度相关，最大振幅指向航空器尾部区域。重要的是，必须在完全包围航空器的方位位置以合理的最佳方位分辨率测量悬停噪声数据。表H-2汇总了在离直升机150米（500英尺）处进行测量可采取的建议的方位位置。主要建议包括以30分辨率绕航空器一整圈进行测量，以及45、135、225和315四个额外测量。这些指南并未特别寻求次要测量值，但可以在获得建议的主要测量值的过程中采集这些数值。

表H-2建议的方位测量，初始测量定义为0/360°

建议的测量位置	
主要	次要
0/360°	-
-	15°
30°	-
45°	-
60°	-
-	75°
90°	-
-	105°
120°	-
135°	-
150°	-
-	165°
180°	-
-	195°
210°	-
225°	-
240°	-
-	255°
270°	-
-	285°
300°	-
315°	-
330°	-
-	345°

#### H.4.12 传声器阵列

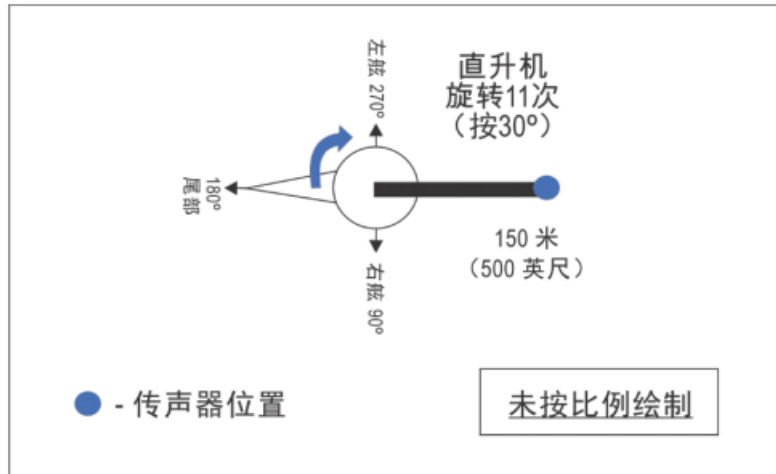
可以使用从单个传声器到24个传声器的多种传声器阵列构型来获得表H-2中定义的方位测量值。传声器阵列的选择必然会导致需要在部署/试验设置的简易性(传声器/数据通道的数量)和总试验时间(获得建议的方位测量值所需的航空器旋转次数)之间进行权衡。普遍公认的另外一点是,通常试验场地限制和/或设备的可用性将决定能够用于悬停噪声试验的传声器阵列。由于有利于高质量悬停噪声测量的低风条件可能转瞬即逝,增加传声器阵列构型中传声器的数量以及减少旋转次数从而减少总试验时间,有利于采集全面和高质量的悬停噪声数据集,同时可提高开展重复的方位测量的可能性。在设计直升机悬停噪声测量方案时,应考虑所有这些需权衡的问题。

#### H.4.13 传声器阵列示例

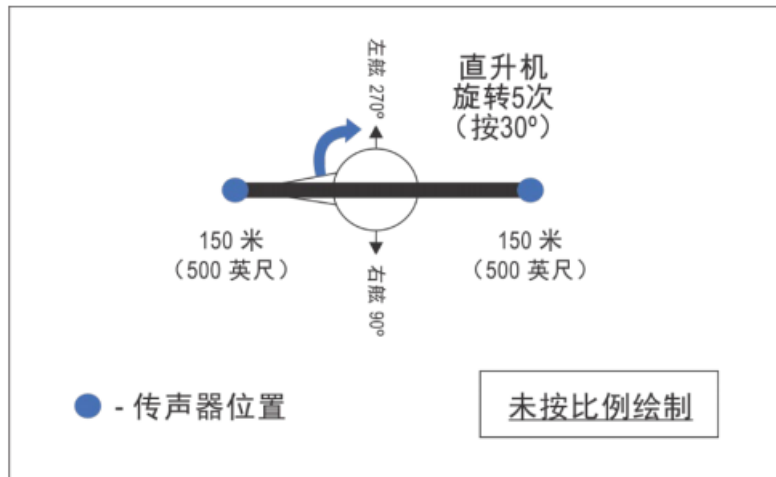
可提供表H-2中方位测量值的传声器阵列和航空器旋转顺序的可能组合不胜枚举。下面对已经使用的各种传声器阵列中的一些阵列进行描述。

- a) 线性传声器阵列: 当受到可用的传声器和/或数据采集通道的数量的限制时,使用如图H-1(a)或(b)中所示的单侧(单个传声器)或双侧(两个传声器)线性阵列。当不受这类限制时,可向这些线性阵列添加额外的传声器位置,例如以50米或75米(250英尺)的间隔添加。注意,图H-1(b)中所示的传声器阵列是用于噪声审定测试的阵列,这种阵列可以在开展噪声审定测试方案的同时采集悬停噪声数据。应按照上文第H.4.3节的规定使航空器在正常状态下保持位置不变,并在初始方位位置采集悬停噪声数据。随后,如图H-1(a)和(b)所示,将航空器以30°的增量旋转,在航空器保持正常状态的情况下采集数据,直到以30°分辨率获得完整的方位区间的数。需要额外的旋转以获取在45°、135°、225°和315°的数据,或者可在15度旋转过程获得这些数据,15度旋转是更高方位分辨率的一种选择。应在至少一个航空器方位位置重复进行测量,以评估悬停噪声的多变性;
- b) 整圆传声器阵列: 传声器可以以90°、45°、30°或15°的分辨率(如需要在45°、135°、225°和315°)在悬停点周围按一个完整的圆圈分布,以便有可能在单次噪声测量中获得表H-2中建议的方位位置。图H-2显示了45°分辨率、8个传声器整圆阵列,这种阵列已用于悬停噪声测量。通过让航空器旋转两次,每次30°,表H-2中所有主要方位测量值都可以通过该阵列采集;
- c) 半圆传声器阵列: 半圆阵列已用来采集表H-2建议的测量值,在这种阵列中,针对航空器单次完整的旋转获得重复测量值。在该阵列中,传声器的间距为30°,可如图H-3所示选择使用额外径向距离测量进行扩展。对于该半圆阵列示例,表H-2中所有主要建议方位可通过45°-45°-90°-45°-45°旋转顺序采集,但如果采用全套7个45°旋转,表H-2中所有主要和次要建议测量值可通过在每个方位进行两次或三次测量采集。表H-3列出了采用45°旋转的完整数据集,其中初始的航空器方位角(0/360°)与图H-3中的测量位置D对齐。



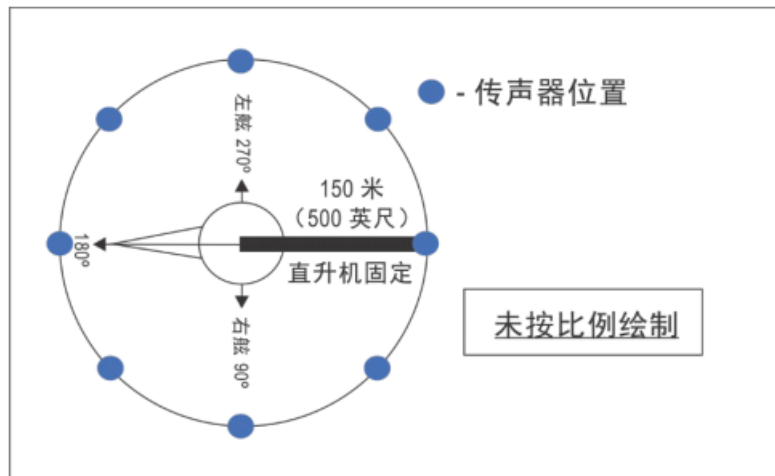


(a) 单侧(单个传声器)线性阵列

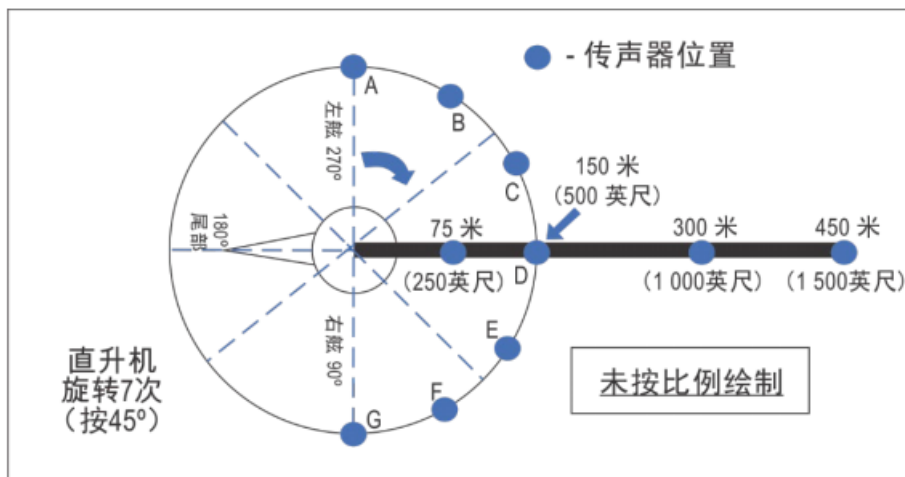


(b) 双侧(双传声器)线性阵列

图H-1 线性传声器阵列



图H-2 圆形传声器阵列



图H-3 混合线性和半圆阵列：7个45°旋转

表H-3 使用图H-3半圆试验装置采集的方位测量值

从起始位置开始旋转									
方位测量	<u>0</u>	<u>45</u>	<u>90</u>	<u>135</u>	<u>180</u>	<u>225</u>	<u>270</u>	<u>315</u>	重复次数
0/360	D		G				A		3
15		F						C	2
30	E						B		2
45		G				A		D	3
60	F						C		2
75						B		E	2
90	G				A		D		3
105						C		F	2
120					B		E		2
135				A		D		G	3
150					C		F		2
165				B		E			2
180			A		D		G		3
195				C		F			2
210			B		E				2
225		A		D		G			3
240			C		F				2
255		B		E					2
270	A		D		G				3
285		C		F					2
300	B		E						2
315		D		G				A	3
330	C		F						2
345		E						B	2

d) 此处没有给出其他扇形阵列的示例，但还有其他选择方案可用于满足试验场地和/或设备限制，包括三分之一、四分之一或更小的阵列。