

# 中国民用航空规章

## 第 36 部

### 航空器型号和适航合格审定噪声规定

#### A 章 总则

- 第 36.1 条 适用范围和定义
- 第 36.2 条 特别追溯要求
- 第 36.3 条 对适航要求的相容性
- 第 36.5 条 本规定的限制
- 第 36.6 条 引用文件
- 第 36.7 条 声学更改：运输类大型飞机及涡轮喷气式飞机
- 第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机
- 第 36.11 条 声学更改：直升机

#### B 章 运输类大型飞机及涡轮喷气式飞机的噪声测量及评定

- 第 36.101 条 噪声测量
- 第 36.103 条 噪声评定

#### C 章 亚音速运输类大型飞机和亚音速涡轮喷气式飞机的噪声限制

- 第 36.201 条 噪声限制

[D 章 超音速运输机的噪声限制 备用]

[E 章 备用]

#### F 章 螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

- 第 36.501 条 噪声限制

[G 章 备用]

#### H 章 直升机

- 第 36.801 条 噪声测量
- 第 36.803 条 噪声评定和计算
- 第 36.805 条 噪声限制

[I~N 章 备用]

## O 章 使用限制和资料

第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料

第 36.1581 条 手册、标记和标牌

第 36.1583 条 不必符合噪声限制的农业和灭火用飞机

### 附件

附件 A B 章对运输类和涡轮喷气式飞机的噪声测量要求

附件 B B 章对运输类和涡轮喷气式飞机的噪声评定要求

附件 C C 章对运输类和涡轮喷气式飞机的噪声级要求

[附件 D、E 备用]

附件 F F 章对螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机噪声审定试验的飞越噪声要求（1988 年 11 月 17 日以前）

附件 G F 章对螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机噪声审定试验的起飞噪声要求（1988 年 11 月 17 日或其后）

附件 H H 章对直升机的噪声审定要求

[附件 I 备用]

附件 J H 章对最大审定起飞重量不大于 2730 公斤（6,000 磅）直升机噪声审定试验的替代程序

## A 章 总 则

### 第 36.1 条 适用范围和定义

(a)本规定为以下证书的颁发和更改设定了噪声标准：

(1) 亚音速运输类大型飞机和亚音速涡轮喷气式飞机的型号合格证、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证的颁发和更改，以及标准适航证的颁发，中国民用航空总局另有规定的除外。亚音速运输类大型飞机和亚音速涡轮喷气式飞机是指最大起飞重量为 8618 公斤(19000 磅)以上的螺旋桨驱动飞机，和任何类别的亚音速涡轮喷气式飞机，但在最大起飞重量下所需起飞滑跑长度不大于 610 米的涡轮喷气式飞机除外。

(2)螺旋桨小飞机及螺旋桨通勤类飞机的型号合格证、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证、型号设计批准书（以下统称型号证件）的颁发和更改，以及标准适航证和限制适航证的颁发。本规定第 36.1583 条所声明的和民用航空总局另有规定的除外。螺旋桨小飞机及螺旋桨通勤类飞机是指最大起飞重量为 8618 公斤(19000 磅)及其以下的螺旋桨驱动飞机。

[ (3)备用]

(4)直升机的型号合格证、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证、型号批准书的颁发和更改（以下简称为型号证件），以及标准适航证和限制适航证的颁发。仅为农业运行、为喷撒灭火材料或为携带外挂重而设计的直升机以及中国民用航空总局另有规定的除外。

(b)申请本规定所指定的适航证的申请人必须表明：除符合中国民用航空规章中适用的适航要求外，还符合本规定适用的条款。

(c)申请声学更改的申请人，必须表明：除符合中国民用航空规章中适用的适航要求外，还符合本规定第 36.7、第 36.9 或第 36.11 条适用的条款。

[ (d)备用]

[ (e)备用]

(f)对于运输类大型飞机和任何类别的涡轮喷气式飞机，就表明符合本规定而言，下列术语具有以下含义：

(1)“第一阶段噪声级”指起飞、边线或进场噪声级大于本规定附件 C 第 C36.5 条(a)(2)中规定的第二阶段噪声限制。

(2)“第一阶段飞机”指尚未按照本规定表明符合第二或第三阶段飞机所需达到的起飞、边线和进场噪声级的飞机。

(3)“第二阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 C 第 C36.5 条(a)(2)中规定的第二阶段噪声限制，但高于本规定附件 C 第 C36.5 条(a)(3)中规定的噪声限制的噪声级。

(4)“第二阶段飞机”指已按本规定表明符合本规定附件 C 第 C36.5 条中规定的第二阶段的噪声级(包括使用适用综合评定条款)，而又不符合第三阶段噪声限制要求的飞机。

(5)“第三阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 C 第 C36.5 条(a)(3)中规定的第三阶段噪声限制的噪声级。

(6)“第三阶段飞机”指已按本规定表明符合本规定附件 C 第 C36.5 条中规定的第三阶段噪声级(包括使用适用的综合评定条款)的飞机。

(7)“亚音速飞机”指最大使用限制速度  $M_{MO}$  不超过马赫数 1 的飞机。

(8)“超音速飞机”指最大使用限制速度  $M_{MO}$  超过马赫数 1 的飞机。

(g)对于运输类大型飞机和任何类别的涡轮喷气式飞机，就表明符合本规定而言，每架飞机不可以被确认为同时符合一个以上的阶段或构形。

(h)对于初级类、一般类和运输类的直升机，就表明符合本规定而言，下列术语具有以下含义：

(1)“第一阶段噪声级”指起飞、飞越或进场噪声级大于本规定附件 H 的第 H36.305 条规定的第二阶段噪声限制，或飞越噪声大于本规定附件 J 的第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制。

(2)“第一阶段直升机”指尚未按照本规定表明符合第二阶段所要求的起飞、飞越和进场噪声的直升机，或尚未表明符合本规定附件 J 的第 J36.305 条所规定的第二阶段飞越噪声限制的直升机。

(3)“第二阶段噪声级”指起飞、飞越或进场噪声级处于或低于本规定附件 H 的第 H36.305 条中规定的第二阶段噪声限制，或低于本规定附件 J 的第 J36.305 条规定的第二阶段飞越噪声限制。

(4)“第二阶段直升机”指已按本规定表明符合本规定附件 H 的第 H36.305 条中规定的第二阶段噪声级(包括适用综合评定条款)的直升机，或已表明符合本规定附件 J 的第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制的直升机。

## 第 36.2 条 特别追溯要求

[备用]

## 第 36.3 条 对适航要求的相容性

必须证明：航空器在表明符合本规定时，在所有条件下都符合构成型号合格审定基础的各项适航规章；为符合本规定而采取的所有程序，以及本规定为飞行机组制定的所有程序和资料，与构成航空器型号合格审定基础的各有关适航规章之间也是协调一致的。

### 第 36.5 条 本规定的限制

本规定确定了在经济上合理、技术上可行并且在与航空器型别相适用的条件之下是尽可能低的噪声级。对于处在、进入或者离开任何中国境内机场的运行，本规定确定的噪声级是否可以接受，另行规定。

### 第 36.6 条 引用文件

(a)概述 本规定规定了一些并未在本规章中全文阐述的标准和程序。

(b)引用文件

(1)由本规定所引用但并未全文阐述而又在本条(c)款中指出的每一出版物或出版物的一部分，均属于本规定的一部分。

(2)引用文件更改版的使用由中国民用航空总局航空器适航管理部门根据实际情况决定。

(c) 引用文件确认说明 本规定所确认的引用文件的完整标题或说明如下：

(1)国际电工技术委员会(IEC)出版物

(i) IEC 出版物第 179 号，标题是“精密声级计”（1973 年）。

(ii) IEC 出版物第 225 号，标题是“声音和振动分析用的倍频程、二分之一倍频程、三分之一倍频程滤波器”（1966 年）。

(iii) IEC 出版物第 651 号，标题是“声级计”（1979 年第一版）。

(iv) IEC 出版物第 561 号，标题是“航空器合格审定用的电一声测量仪表”（1976 年第一版）。

(v)IEC 出版物第 804 号，标题是“积分平均式声级计”（1985 年第一版）。

(2)机动车工程师协会(SAE)出版物

(i)SAE ARP866A，标题是“用于航空器飞越噪声评定的作为温度和湿度函数的大气吸收标准值”（1975 年 3 月 15 日）。

### 第 36.7 条 声学更改：运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机

(a)适用范围 本条适用于按照中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21)申请批准或认可进行声学更改的所有运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机。

(b)一般要求 除非另有规定，对于本条适用的飞机，批准声学更改的要求如下：

(1)在表明符合性时，必须按照本规定附件 A 和附件 B 的适用程序和条件来测量及评定噪声级。

(2)必须根据本规定附件 C 的第 C36.7 条和第 C36.9 条的适用要求来表明符合附件 C 中第 C36.5 条所规定的噪声限制。

(c)第一阶段飞机 型号设计更改之前是第一阶段飞机的，除本条(b)款的规定外，以下内容也适用：

(1)若飞机在型号设计更改之前是第一阶段飞机。在型号设计更改之后，该机不得超过型号设计更改之前所产生的噪声级。本规定附件 C 的第 C36.5 条(b)的综合评定条款不

得用来提高第一阶段噪声级，除非该飞机是第二阶段的飞机。

(2)除此以外：

(i)在型号设计更改之前和之后进行试验期间，其功率或推力不得低于经批准的最高功率或推力，并且

(ii)在型号设计更改之前进行起飞和边线噪声试验期间，必须使用适合于最大批准起飞重量时最安静的适航批准形态。

(d)第二阶段飞机 在型号设计更改之前是第二阶段飞机的，除本条(b)款的内容外，以下内容也同样适用：

(1)对于在型号设计更改之前函道比为 2 或更大的高函道比涡轮喷气发动机飞机：

(i) 在型号设计更改之后，飞机的噪声级不得超过：

(A)每个第三阶段噪声限制加上 3EPN 分贝，或

(B)每个第二阶段噪声限制，两者取小者；

(ii)可以使用本规定附件 C 的第 C36.5 条(b)的综合评定来确定符合本款有关的第二阶段噪声限制或第三阶段加上 3EPN 分贝噪声限制(按适用情况)；和

(iii)在型号设计更改之前进行起飞和边线噪声试验期间，必须使用适合于最大批准起飞重量时最安静的适航批准形态。

(2)在型号设计更改之前函道比小于 2 的非高函道比涡轮喷气发动机飞机：

(i)在飞机型号设计更改后，不得成为第一阶段飞机；和

(ii)型号设计更改前进行起飞和边线噪声试验期间，必须使用适合于最大批准起飞重量时最安静的适航批准形态。

(e)第三阶段飞机 在型号设计更改之前是第三阶段飞机的，在更改后必须保持为第三阶段飞机。

### 第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

对于按中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21)申请声学更改批准或认可的正常类、实用类、特技类、运输类以及初级类的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机，以下规定适用：

(a)型号设计更改之前已按本规定获得某一型号证件的飞机，在更改后不得超过本规定第 36.501 条规定的噪声限制。

(b)型号设计更改前未按本规定获得过任一型号证件的飞机，不得超过下列二者中的较大值：

(1)按本规定第 36.501 条中规定的噪声限制，或

(2)按照本规定第 36.501 条规定测量和修正的在型号设计更改前产生的噪声级。

### 第 36.11 条 声学更改：直升机

本条适用于所有按照中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21)申请声学更改批准或认可的初级类、一般类和运输类直升机。本条要求的符合性，必须按本规定附件 H 表明。对于最大审定起飞重量不大于 2730 公斤 (6,000 磅) 的直升机，本条的符合性可以按本规定的附件 J 表明。

(a)一般要求 除非另作规定，对于本条包括的直升机，声学更改批准或认可的要求如下：

(1)在表明符合性时，必须按照本规定附件 H 中 B 和 C 部分规定的适用的程序和条件来测量、评定和计算噪声级。对于最大起飞重量不大于 2730 公斤 (6,000 磅) 的直升机，

在按本规定附件 J 的替代方法表明符合性时, 本规定附件 J 规定的飞越噪声必须按本规定附件 J 的 B 和 C 部分规定的适用程序和条件测量、评定和计算。

(2)必须根据本规定附件 H 的 D 部分的适用规定来表明符合附件 H 的第 H36.305 条所规定的噪声级。对按本附件 J 表明符合性的直升机, 其必须按该附件中 D 部分的适用规定来表明对本规定附件 J 中 J36.305 条 噪声级要求的符合性。

(b)第一阶段直升机 除第 36.805 条(c) 的规定外, 对在型号设计更改之前是一架第一阶段的直升机, 在型号设计更改之后, 该机不得超过附件 H 的第 H36.305 条 (a)(1)规定的噪声级。不得用第 H36.305 条 (b)的综合评定来使第一阶段噪声级超出这些限制。如果申请人选择本规定附件 J 表明符合性, 则型号设计更改前为第一阶段的每一直升机, 在型号设计更改之后, 均不得超过本规定附件 J 的第 J36.305 条(a)所规定的第二阶段噪声级。

(c)第二阶段直升机 型号设计更改之前为第二阶段直升机的, 在型号设计更改之后必须仍是第二阶段直升机。

## B 章 运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机的噪声测量及评定

### 第 36.101 条 噪声测量

对于运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机, 其产生的噪声必须按本规定附件 A 的规定或按中国民用航空总局批准的等效程序来测量。

### 第 36.103 条 噪声评定

对于运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机, 按第 36.101 条获得的噪声测量数据, 必须按本规定附件 B 的规定或按中国民用航空总局批准的等效程序来评定。

## C 章 亚音速运输类大型飞机和亚音速涡轮喷气式飞机的噪声限制

### 第 36.201 条 噪声限制

(a)对于亚音速运输类大型飞机和亚音速涡轮喷气式飞机, 必须按本规定 B 章的规定来测量和评定, 并按本规定附件 C 中规定的测量点和符合第 C36.7 及 C36.9 条的飞行试验条件(或某种经过批准的等效程序)来表明符合本条的噪声级。

(b)申请颁发任一型号证件的亚音速运输类大型飞机和亚音速涡轮喷气飞机, 必须表明其噪声级不大于本规定附件 C 中的第 C36.5 条(a)(3)所规定的第三阶段噪声限制。

### [D 章 超音速运输类飞机的噪声限制 备用]

### [第 36.301 条 噪声限制 备用]

### [E 章 备用]

## F 章 螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

### 第 36.501 条 噪声限制

(a) 下述飞机必须表明和本章相符：

(1) 申请颁发任一型号证件的正常类、实用类、特技类和运输类螺旋桨小飞机；以及申请颁发任一型号证件的螺旋桨通勤类飞机。

[ (2) 备用 ]

(3) 初级类飞机

(i) 除本条(a)(3)(ii)规定的内容外，对申请初级类型号设计批准书的飞机并且以前未按本规定附件 F 审定的，必须表明对本规定附件 G 的符合性。

(ii) 对正常类、实用类、特技类飞机，在下述情况下，不要求再表明对本规定的符合性：(A) 已具有按中国民用航空规章颁发的型号合格证、(B) 已具有按中国民用航空规章颁发的标准适航证、(C) 自型号设计以来尚未有过声学更改、(D) 以前尚未按本规定附件 F 或附件 G 审定并且(E) 申请转为初级类的飞机。

(b) 对于 1988 年 11 月 17 日之前完成噪声合格审定试验的属于本内容所规范的飞机，必须根据附件 F 中 B 部分和 C 部分的要求或按中国民用航空总局批准的等效程序所测量和规定的噪声级来表明符合性。必须表明飞机的噪声级不大于附件 F 中 D 部分给出的适用的噪声限制。

(c) 对于 1988 年 11 月 17 日以前未完成噪声合格审定试验的属于本内容所规范的飞机，必须根据附件 G 中 B 部分和 C 部分的要求或按中国民用航空总局批准的等效程序所测量和规定的噪声级来表明符合性。必须表明飞机的噪声级不大于附件 G 中 D 部分给出的适用的噪声限制。

[G 章 备用]

## H 章 直升机

### 第 36.801 条 噪声测量

对于初级类、一般类和运输类直升机，其产生的噪声必须按本规定附件 H 的 B 部分所规定的试验条件和噪声测量点测量或按照中国民用航空总局批准的等效程序测量。对于最大审定起飞重量不大于 2730 公斤（6,000 磅）的初级类、一般类和运输类直升机，欲按本规定附件 J 表明符合性，其产生的噪声必须按本规定附件 J 的 B 部分所规定的试验条件和噪声测量点测量或按照中国民用航空总局批准的等效程序测量。

### 第 36.803 条 噪声评定和计算

根据第 36.801 条要求的并按本规定附件 H 获得的噪声测量数据必须修正到本规定附件 H 的 A 部分的基准条件并按本规定附件 H 的 C 部分或经中国民用航空总局批准的等效程序进行评定。根据第 36.801 条要求和本规定附件 J 获得的噪声测量数据必须修正到本规定附件 J 的 A 部分的基准条件并按本规定附件 J 的 C 部分或经中国民用航空总局批准的等效程序进行评定。

### 第 36.805 条 噪声限制

(a) 除第 36.11 条(b)的规定外，申请颁发任一型号证件的初级类、一般类和运输类直升机，必须表明符合本规定附件 H 中 D 部分规定的第二阶段噪声级，或符合本规定附件 J 中 D 部分规定的噪声级。

(b) 除本条(d)(2)的规定外, 本条包括的直升机, 必须表明:

对于按照本规定附件 H 表明符合性的直升机, 其噪声级不大于该附件中 H36.305 条规定的适用限制, 或:

对于按照本规定附件 J 表明符合性的直升机, 其噪声级不大于该附件 J 中 J36.305 条规定的适用限制。

[ (c) 备用 ]

(d) 初级类直升机:

(1) 除本条(d)(2)的规定外, 申请初级类型号设计批准书并且以前未按本规定附件 H 审定过的, 必须表明对本规定附件 H 的符合性。

(2) 对于一般类和运输类直升机, 在下述情况下, 不必再表明对本规定的符合性:

(i) 有按中国民用航空规章颁发的一般类或运输类型号合格证,

(ii) 有按中国民用航空规章颁发的标准适航证,

(iii) 没有型号设计的声学更改,

(iv) 以前未曾按本规定附件 H 审定过, 并且

(v) 申请转为初级类直升机。

[ I~N 章 备 用 ]

O 章 使用限制和资料

### 第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料

(a) 为获得按本规定审定的噪声级所用的所有程序、重量、形态和构形以及其他资料或数据, 包括对飞行、试验和分析所用的等效程序, 必须予以制定并经过批准。型号合格审定期间达到的噪声级必须包括在批准的飞机(旋翼机)飞行手册内。

(b) 为了更改或扩展现有飞行数据库而批准补充的试验数据(例如, 在声学更改的合格审定中所用的来自发动机静态试验的声学数据)时, 供获得该补充数据所采用的试验程序、形态和构形以及其他资料和程序也必须予以制定并经过批准。

### 第 36.1581 条 手册、标记和标牌

(a) 飞机飞行手册或旋翼机飞行手册已经得到批准的, 飞机飞行手册或旋翼机飞行手册中的经批准的部分, 除本规定第 36.1583 条规定外, 必须包括下列资料。若飞机飞行手册或旋翼机飞行手册未获批准的, 则必须在得到批准的其他手册资料、标记和标牌的任何组合中提供这些程序和资料。

(1) 对运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机, 由本规定附件 C 定义和要求的相应于最大起飞重量、最大着陆重量和形态的起飞、边线和进场, 其各自的噪声级的数据必须是一个值。

(2) 对螺旋桨小飞机, 由本规定附件 F 定义和要求的相应于最大起飞重量和形态的飞越, 其噪声级的数据必须是一个值。

(b) 若补充使用的噪声级资料包括在飞机飞行手册中的批准部分, 则其必须作为经审定的噪声级的附加资料单列开来, 并且与第 36.1581 条(a)所要求的资料明确地区分开来。

(c) 在列出的噪声级附近必须写上下述说明:

“本飞机的噪声级对于处在、进入或离开任何机场的运行是否是可接受的, 尚须中国民用航空总局予以确定。”

(d) 对于运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机, 如果它们为满足本规定的起飞或着陆噪

声要求所采用的重量分别小于按适用的适航要求而确定的最大重量，则在飞机飞行手册的使用限制部分中必须将这些较小的重量作为使用限制。即，最大起飞重量不得超过起飞噪声所要求的最临界的起飞重量。

(e) 对于螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机，如果它们为满足本规定附件 F 的飞越噪声要求而采用的重量小于最大重量且其差值达到该噪声试验所需燃料的重量时，或为满足本规定附件 G 的起飞噪声要求而采用的重量小于最大起飞重量时，则在批准的飞机飞行手册的使用限制部分中、在批准的手册资料中、或在批准的标牌上，必须将这一较小的重量作为使用限制。

(f) 对于初级类、一般类和运输类直升机，若为满足本规定的起飞、飞越和着陆噪声要求所采用的重量低于中国民用航空规章《一般类旋翼航空器适航标准》(CCAR-27)第 27.25 条(a)或中国民用航空规章《运输类旋翼航空器适航标准》(CCAR-29)第 29.25 条(a)所确定的合格审定最大起飞重量，则在批准的旋翼机飞行手册的使用限制部分中、在批准的手册资料中、或在批准的标牌上，必须将较小的重量作为使用限制。

(g) 除本条第(d)、(e)和(f)款所述之外，本规定没有其他的使用限制要求。

### 第 36.1583 条 不必符合噪声限制的航空作业飞行，包括农业和灭火用飞机的飞机

(a) 本条适用于航空作业飞行，包括农业飞行或用于喷撒灭火材料的螺旋桨小飞机的飞行。

(b) 本节涉及的飞机必须按照第 36.1581 条规定的方式提供如下的使用限制说明：

噪声限制：本机未曾证实符合中国民用航空规章《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)的噪声限制，不必按照该规定中规定的噪声标准来运行。

## 第 36 部附件

### 附件 A B 章对运输类和涡轮喷气式飞机的噪声测量要求

第 A36.1 条 噪声合格审定试验及测量条件

第 A36.3 条 地面接收到的飞机噪声测量

第 A36.5 条 测得数据的报送和修正

第 A36.7 条 符号和单位

第 A36.9 条 大气的声衰减

第 A36.11 条 详细的修正程序

#### 第 A36.1 条 噪声合格审定试验及测量条件

(a) **概述** 本节规定了运输类和涡轮喷气式飞机噪声合格审定试验的条件以及必须使用的测量程序。

(b) **试验场的要求**

(1) 为了表明符合运输类和涡轮喷气式飞机噪声合格审定所确定的声级，必须进行一系列的起飞和进场试验(或它们的稳定飞行航迹的各综合段的试验)，并按本规定附件 C 第 C36.3 条所规定的各测量点，设置噪声测量站进行测量。每个记录段必须包括记录信号处在 PNLTM 的 10 分贝降范围期间的测量情况。

(2) 每次试验起飞时，应当在跑道两侧的边线噪声测量站和起飞噪声测量站同时进行

测量,但是,如果因试验场条件的限制而不能同时测量起飞噪声和边线噪声,且其余各项边线噪声测量要求又都全部满足,可以根据模拟航迹技术单独测量边线噪声。如果基准航迹在达到可能的最大边线噪声之前,就有功率减小,必须由模拟航迹技术达到的最大值,即较低的边线噪声级,作为合格审定的边线噪声值。

(3)如果噪声测量站的地面高度与跑道最近点的高度相差 6 米(20 英尺)以上,必须按本附件第 A36.5 条(d)款的规定进行修正。

(4)每个噪声测量站四周必须是比较平坦的地带,没有茂密或高大的草、灌木或树木之类可能产生的过于良好的吸声特性。

(5)机场塔台或其他用来获取试验现场气象情况测量数据的设施,必须按本附件 A 第 A36.9 条(b)(1)款的规定经过批准。

(6)飞越噪声与时间关系的记录表明当噪声测量处在 PNLTM 的 10 分贝降范围期间,在下述区域内不得存在显著影响飞机声场的障碍物:

(i)起飞、进场或边线测量站的测量点(传声器正下方地面上的点)上方的一个轴线与地面垂直半锥角为  $80^\circ$  的锥形空域。

(ii)边线噪声测量站的传声器与航空器之间的连线上方。

(7)必须用至少两个噪声测量站,对称地位于试验飞行轨迹两侧,来确定对于本附件 C 的第 C36.3 条所要求的位置和声级的最大边线噪声。对于涡轮喷气航空器若经中国民用航空总局批准,其在起飞推力下的最大边线噪声可以假设发生在沿跑道中线延长线上航空器达到离地面 305 米(1000 英尺)高度处的一点(或其它经批准的等效点)。对于第一阶段飞机或第二阶段的四发飞机,高度可假设为 439 米(1440 英尺)。飞机的高度在它通过传声器站时,必须是在目标高度的+150 到-0 米(+500 到-0 英尺)之内。对于非涡轮发动机航空器,最大边线噪声高度必须由试验来确定。

(c)气象限制 试验必须在下述大气条件下进行:

(1)无雨或无其它降水;

(2)航空器与噪声测量站处高于地面 10 米点之间的那部分传声路径周围的气温在  $2^\circ\text{C}\sim 35^\circ\text{C}$  ( $36^\circ\text{F}\sim 95^\circ\text{F}$ ) 之间(含)。

(3)在航空器与噪声测量站处高于地面 10 米点之间传声路径周围的相对湿度和周围温度,使中心频率为 8 千赫的 1/3 倍频程的声衰减不大于 12 分贝/100 米,且相对湿度在 20~95% 范围内(含)。然而,如果采用精度在  $\pm 0.5^\circ\text{C}$  以内的装置来测量获得相对湿度的露点和干点温度,则中频率为 8 千赫的 1/3 倍频程的声衰减不得超过 14 分贝/100 米。

(4)地面 10 米处平均风速不超过 22 千米/小时(12 节),而对于飞机的侧风风速不超过 13 千米/小时(7 节)。平均风速必须用在 10 分贝降间隔上的 30 秒平均周期来确定。在地面以上 10 米处,10 分贝降间隔内的最大风速不超过 28 千米/小时(15 节)并且侧风不超过 19 千米/小时(10 节)。

(5)在每个噪声测量站记录噪声时,不应出现显著影响飞机噪声级的变化无常的风(包括湍流)。

(d)航空器试验程序

(1)航空器的试验程序和噪声测量必须用经过批准的方法进行和处理,使得噪声评定标度按本规定附件 B 的规定是有效感觉噪声级(EPNL),单位为 EPN dB(有效感觉噪声分贝)。

(2)航空器相对于跑道中线延长线的高度和横向位置,必须用经中国民用航空总局批准的、不依赖原有飞行仪表的方法来确定,如雷达跟踪,经纬仪三角定位、激光轨迹法、卫星差分定位(DGPS)技术或光学定标技术。

(3)航空器沿着航迹的位置,必须用同步信号按经批准的采样率与在噪声测量站录得的噪声相联系。在录得的信号处于 PNLTM 之下 10 分贝以内这一整段时间内,必须记录

航空器相对于跑道的位置。测量和采样设备必须经中国民用航空总局批准。

(4) 每项起飞试验必须满足本附件 C 第 C36.7 条规定的条件。

(5) 如果起飞系列试验不是在噪声合格审定要求的最大起飞重量下进行，则下述补充要求适用：

(i) 必须在等于或大于最大合格审定重量下至少进行一次起飞试验。

(ii) 每次试验时的航空器重量都必须在最大起飞重量的+5%或-10%之内。

(6) 每项进场试验必须使航空器以  $3.0^\circ \pm 0.5^\circ$  的进场角进行稳定下滑，且必须满足本规定附件 C 第 C36.9 条的要求。

(7) 如果进场系列试验不是在合格审定要求的最大着陆重量下进行，则下述补充要求适用：

(i) 必须在等于或大于最大着陆重量下至少进行一次进场试验。

(ii) 每次试验时航空器的重量都必须大于最大着陆重量的 90%。

(8) 必须用经中国民用航空总局批准的设备，按经批准的采样率，记录其足够多的飞机性能数据，以便作出本附件第 A36.5 条所要求的修正。

### 第 A36.3 条 地面接收到的飞机噪声测量

#### (a) 概述

(1) 本节规定的各项测量，为确定在各个具体的噪声测量站处飞机所产生的 1/3 倍频程噪声随时间的变化数据。

(2) 必须用经批准的声学设备和测量方法来获得航空器噪声合格审定所需的声压级数据。

(3) 本节的(b)、(c)和(d)款对所要求的设备规定了技术要求。(e)和(f)款规定了每一合格审定试验系列所要求的校准和测量程序。

(b) 测量系统 声学测量系统必须由经批准的与下述等效的设备组成：

(1) 传声器系统，其频率响应及方向性符合本节(c)款规定的测量和分析系统精度。

(2) 传声器三角架或类似支架使测声干扰减至最小。

(3) 录放设备，其特性、频率响应和动态范围符合本节(c)款的响应和精度的要求。

(4) 校准器，其采用已知声压级的正弦波或粉红噪声进行校准。使用粉红噪声（见本节(e)(1)款的定义）时，信号必须以均方根(rms)值表示。

(5) 分析设备，其响应和精度满足或高于本节(d)款的要求。

(6) 用来改变航空器噪声的传感、记录、重放或分析的量程的衰减器，必须能按等分贝间距工作，任意两次调整之间的误差不超过 0.2 分贝。

#### (c) 传感、记录和重放设备

(1) 必须记录飞机声音的全部信息(包括其随时间变化的信息)。可以用磁带记录仪。

(2) 传声器必须是压敏电容式的，或经批准的等效型，如具有入射角修正器的自由场型传声器。

(i) 经足够的预热时间之后（至少经过了仪表制造商所规定的预热时间后），该系统输出对于恒定声输入的变化，在任何的一小时间隔内不大于 0.3dB，在五小时内不大于 0.5dB。

(ii) 传声器和前置放大器系统灵敏度变化在入射余角为  $\pm 30^\circ$  (即距膜片法线  $60^\circ \sim 120^\circ$ ) 情况下，不得超过下列值：

频率(赫)	灵敏度变化(分贝)
45~1,120	1.0
1,120~2,240	1.5

2,240~4,500	2.5
4,500~7,100	4.0
7,100~11,200	5.0

安装了风罩时，传声器系统膜片平面处灵敏度的变化在频率 45~11,200 赫范围不得超过 1.0 分贝。

(iii)在基准入射方向的传声器系统自由场频率响应必须位于具有下列值的包线范围内：

频率(赫)	容差变化(分贝)
45~4,500	±1.0
4,500~5,600	±1.5
5,600~7,100	+1.5 到-2.0
7,100~9,000	+1.5 到-3.0
9,000~11,200	+2.0 到-4.0

注：本段的要求可以由压力响应校准(可从配有制造人提供了修正量的静电校准仪)或消声自由场装置来确定。

(iv)有关对诸如温度、相对湿度和振动这类环境因素的灵敏度的技术要求，必须符合国际电工委员会(IEC)出版物第 179 号“精密声级计”(已经本规定第 36.6 条引用)一文的建议。

(v) 在每次测量飞机噪声时，若风速超过 6 节，必须给传声器加防风罩。必须对实测数据进行防风罩插损衰减的频谱修正，且这些修正都必须报送。

(3)如果用磁带记录仪存储数据提供以后的分析用，录放系统(包括磁带)必须符合下述要求：

(i) 录放系统在每个 1/3 倍频程中产生的本底噪声，必须比标准录声级至少低 35dB。该标准录声级被定义为：比具有 3% 谐波失真度的直接录声级低 10 分贝处或者偏离调频(FM)录声级±40%处的声级。

(ii)在标准录声级下，每个选出的三分之一倍频程中的修正后的频率响应曲线，在 44 赫与 180 赫之间，必须平直到±0.75 分贝以内，而在 180 赫与 11200 赫之间，则必须平直到±0.25 分贝以内。

(iii)如果全套系统满足本节(c)(2)(ii)款的要求，且若该设备的动态范围受到限制，不足以获得充分的频谱信息，可以对录制通道加高频预矫，重放时再作相反去矫。如果加了预矫，则最大测得噪声信号在 800 赫到 11200 赫范围内瞬时录得的声压级在最大和最小三分之一倍频程之间的变化，不得大于 20 分贝。

**(d)分析设备**

(1)必须用符合国际电工委员会(IEC)出版物第 225 号“声音和振动分析用的倍频程，二分之一倍频程和三分之一倍频程滤波器”(已经本规定第 36.6 条引用)一文中推荐的三分之一倍频程滤波器进行声学信号的频率分析。

(2) 必须用一套 24 个依次相连的 1/3 倍频程滤波器。其中第一个滤波器的几何平均的中心频率须定为 50Hz，最后一个滤波器定为 10000Hz。

(i)每个滤波器输出值的波动必须小于 0.5 分贝。

(ii) 在每个 1/3 倍频程滤波器的中心频率响应方面，对其有效带宽的修正必须通过测量滤波器对正弦信号的频率响应来确定(这些正弦信号的频率应是位于所选 1/3 倍频程上两个相邻频率之间最少 20 个等间隔的频率点)，或者，用经批准的等效程序来确定。

(3)分析器显示装置既可以是模拟式的，也可以是数字式的，或者是二者的组合。信号处理的优先选用顺序是：

(i)将三分之一倍频程滤波器的输出平方；

(ii)取平均或积分；并且

(iii)把线性式变换为对数式。

(4) 每个检测器必须在最小 60dB 的动态范围内工作，并且对于在下列动态范围内具有峰值因数最小为 3 的正弦猝发音，能如同均方根设备那样工作：

(i)在满量程以下 30dB 的范围内，必须精确到 $\pm 0.5\text{dB}$  以内；

(ii) 在满量程以下 30dB 到 40dB 之间，必须精确到 $\pm 1.0\text{dB}$  以内；

(iii) 在满量程以下 40dB 以外的范围内，必须精确到 $\pm 2.5\text{dB}$  以内。

(5)积分器的取平均特性必须进行下述的测试：

(i)必须经 200Hz 的 1/3 倍频程滤波器输出白噪声，并且将该输出依次输入到每个检测器/积分器。然后，必须通过对该滤波白噪声的大量抽样（抽样间隔不小于 5 秒）来确定被测声级的标准偏差。对于 95%的概率限度，该标准偏差值必须在  $0.48 \pm 0.06\text{dB}$  范围内（对于某些分析器，可以采用一种经批准的等效方法来替代本试验，因为试验信号不能直接输入到这些分析器的每个检测器/积分器中）。

(ii)每个检测器/积分器，在相应 1/3 倍频程频的中心频率上，对突然开始或中断的等幅正弦信号的响应，必须在突然开始或中断以后的 0.5、1.0、1.5 和 2 秒(s)进行抽样测量。在达到稳态声级之前，上升响应必须是下列值：

0.5 秒       $4.0 \pm 1.0$  分贝

1.0 秒       $1.75 \pm 0.75$  分贝

1.5 秒       $1.0 \pm 0.5$  分贝

2.0 秒       $0.6 \pm 0.5$  分贝

(iii) 在每个抽样时间，下降响应必须是：其分贝读数(低于初始稳态声级之值)与相应的上升响应读数之和等于  $6.5 \pm 1.0\text{dB}$ 。

(iv)采用真积分的分析器不可能直接满足本节的(d)(5)(i)，(ii)和(iii)的要求，因为它们的总平均时间大于上述的抽样间隔。对于这些分析器，必须以数据处理器等效输出的方式来表明符合性。另外，在采集数据期间，如果读出及复位需要一个延迟时间，则整个数据的丢失百分率不得超过 1%

(6) 连续读出数据之间的抽样间隔不得超过 500 毫秒，并且必须测得该间隔的准确值，其精度应在 $\pm 1\%$ 以内。。表征读出数据的瞬时时间必须是平均周期的中点（平均周期定义为分析器有效时间常数的两倍）。

(7)分析器的振幅分辨率必须至少是  $0.25\text{dB}$ 。

(8)在消除整个系统误差之后，分析器的每一输出声级必须精确到输入信号声级的 $\pm 1.0\text{dB}$  以内。每一输出声级的总系统误差不得超过 $\pm 3.0\text{dB}$ 。对互相邻接的滤波器系统，相邻两个 1/3 倍频程通道之间的系统修正值不得超过  $4.0\text{dB}$ 。

(9)分析器显示单个飞机噪声事件的动态范围(用满量程时的输出声级与分析器设备的最大噪声级之差表示)必须至少达到  $60\text{dB}$ 。

#### (e)校准

(1)在每个试验系列开始之前的五天内，必须按传声器提供的整个信号级范围，用已知振幅的粉红噪声信号，通过电子学手段校准全部电子系统(按照在现场的安装状态，包括电缆)的频率和幅度。就本节而言，粉红噪声是指在 44Hz 到 11200Hz 范围内，其功率谱密度与频率成反比的噪声。对于一个无过载的信号声级，所用信号必须以平均的均方根(rms)值来表示。这种系统校准必须在每个试验系列结束后五天内，或按中国民用航空总局的要求，重复进行一次。

(2) 为检查系统的灵敏度并为分析声级数据提供基准声级，必须在每天即将开始试验时及试验刚结束时，用声学校准器在现场对系统进行声学校准并记录。如果在每天的试

验中，其变化不大于 0.5dB，则可以认为系统中设备的性能是令人满意的。

(3)必须在每个选定的 1/3 倍频程的频率上（从 50Hz 到 10000Hz），用纯音对传声器/前置放大器组合装置进行法向入射声压的校准，这种校准必须在每个试验系列开始前九十天内完成。

(4)每盘磁带：

(i)必须经活塞发声器校准；并且

(ii)磁带的首尾必须载有至少 15 秒钟的本节(e)(1)款定义的粉红噪声猝发音所组成的校准信号。

(5)如果在每个 1/3 倍频程测试前后的粉红噪声信号级之差大于 0.75dB，就不能认为由磁带记录信号所得到的数据是可靠的。

(6)必须在每个试验系列开始前的 6 个月内证明 1/3 倍频程滤波器与国际电工委员会(IEC)出版物第 225 号文（已经本规定第 36.6 条引用）的建议相符。然而，对其中心频率响应的有效带宽修正，可以按如下办法确定：

(i)在所选 1/3 倍频程的两个相邻频率之间最少 20 个等间隔的频率点上，测量滤波器对正弦信号的响应；或

(ii)使用经批准的其它技术。

(7)对每一校准设备的计量分析（这些设备包括，活塞发声器、基准传声器和电压插入设备），必须在每个试验系列开始之日前的六个月内就予以完成。各每项计量分析都必须能够追溯到国家标准局的基准源。

(f)噪声测量程序

(1)每个传声器的取向必须使振动膜片大体处于由飞机航迹和测量站所决定的平面内。在每个噪声测量站，传声器的安装必须使其传感单元高出地面约 1.2 米（4 英尺）。

(2)在每个试验系列和每日的测试即将开始及刚结束时，必须在现场按本附件第 A36.3 条(e)(2)款的规定，对系统进行声学校准并记录，以便在声级数据分析时检查基准声级。环境噪声必须至少记录 10 秒，且必须能代表飞越测试过程中存在的背景声，其中也包括系统的噪声。在这段录音时间里，系统各部分都必须设定到飞机噪声测量时所用的增益水平。

(3)平均背景噪声谱必须包括下述声压级：在每个选定的 1/3 倍频程频（从 50Hz 到 10000Hz）内，这些声压级是每个所选 1/3 倍频程内声压级能量的平均值。当按 PNL 分析时，所得的平均背景噪声级必须至少比飞机的最大 PNL 值低 20PNdB。

(4)允许在本附件第 A36.5 条(b)(3)款规定的限度内，对记录的背景噪声级进行修正。

### 第 A36.5 条 测得数据的报送和修正

(a)概述 代表物理测量结果的数据或对测得数据进行的修正，包括因设备响应偏差对测量结果所做的修正，必须永久性地记录下来，并附在试验记录之后。每项修正都必须报送，并须经中国民用航空总局批准。在求得最终数据的每一步运算中，必须包括对其中各单项固有误差的修正计算。

(b)数据报送

(1)实测的和修正的声压级，必须用符合本附件第 A36.3 条标准的设备所测得的 1/3 倍频程的声级来表示。

(2)必须报送供所有声学数据、飞机性能数据和气象数据测量及分析之用的设备的型号。

(3)必须报送为表明符合本附件第 A36.1 条(c)所需的且按本附件第 A36.9 条(b)(3)规定的整个测试期内所测得的大气环境数据。

(4)必须报送当地地形条件、地面覆盖物或可能会干扰噪声记录的随机事件。

(5)必须报送下列飞机资料:

(i)飞机发动机的种类、型号和序号(如有)

(ii)飞机的外廓尺寸和发动机的位置。

(iii)飞机每次试验飞行时的总重。

(iv)飞机形态, 包括襟翼和起落架的位置。

(v)飞行速度(千米/小时或节)。

(vi)与产生噪声有关的发动机性能参数, 诸如净推力, 发动机压气比, 排气温度, 风扇或压气机的转速。

(vii)按中国民用航空总局批准的、由不依赖于原有飞行仪表的方法(如雷达跟踪、经纬仪三角定位、激光轨迹法或光学定标技术等)所确定的飞机航迹(距地面的高度用米计)。

(6)必须按经批准的采样率(其对修正到本节(c)款的基准条件应是足够的)记录下飞机的速度和位置, 以及发动机的性能参数。必须报送飞机相对于跑道中线延长线的横向位置及其形态和总重。

### (c)噪声合格审定的基准条件

#### (1)气象条件

必须把飞机的位置和性能数据以及噪声测量的结果修正到下述噪声合格审定的基准大气条件。

(i)海平面压力 76 厘米水银柱高 (2116 磅/平方英尺)

(ii)环境温度 25°C (77°F)

(iii)相对湿度 70%

(iv)零风速

#### (2)飞机状态

起飞试验的基准条件是最大重量, 但本规定第 36.1581 条(d)的情况除外。进场试验的基准条件是:

(i)最大着陆重量, 但本规定第 39.1581(d)的情况除外;

(ii)3° 进场角;

(iii)飞机在噪声测量站上空距地面的高度为 120 米 (394 英尺)。

#### (d)数据修正

(1)必须按本节(c)规定的噪声合格审定的基准条件修正飞机的位置和性能数据以及噪声测量结果。测得的大气条件必须是根据本附件第 A36.1 条(c)和本节的(b)(3)款来获得的。对大气声衰减的修正必须按本附件第 A36.9 条进行。

(2)必须用申请人在基准条件下预测的航迹与试验条件下测得的航迹之差值来修正实测航迹。对飞机航迹或性能的必要修正, 可以从噪声审定试验数据以外的其它经批准的数据中导出。对于发动机实测条件与基准条件间的差别, 其源噪声必须用经批准的数据来修正, 且修正时应适当考虑声音随距离衰减时的容差。对下述情况的任何组合, 对有效感觉噪声级(EPNL)的修正必须小于 2.0EPNdB。

(i)飞机未从测量站正上方通过。

(ii)从进场测量站到飞机仪表着陆系统(ILS)天线的实际最小距离不是 120 米 (394 英尺)。

(iii)实际进场角不同于噪声合格审定的基准进场航迹。

(iv)因试验时发动机的推力或功率与基准条件下的不同, 而对实测噪声级的任何修正。

详细的修正要求见本附件第 A36.11 条。

(3)10 分贝降之内各点(见附件 B 第 B36.9 条)的飞机声压级, 在每个 1/3 倍频程内,

必须比按第 A36.3 条(f)(3)确定的(或按中国民用航空总局批准的方法修正) 平均背景声压级至少高出 3 分贝, 方可纳入到飞机总噪声级的计算中。如果在 10 分贝降之内各点的任一频谱中, 有四个以上 1/3 倍频程已根据本款规定被排除在外, 则这样的数据不得用来计算和报送 EPNL。

(4)如果多于 7 个以上三分之一倍频程是在环境噪声级 3 分贝之内, 则必须用批准的程序进行噪声数据的时间/频率内插处理。

(5) 如果使用的是不同于基准程序的等效试验程序, 则该试验程序和供将结果调整到基准程序的所有方法都必须经民航总局批准。对起飞的调整量不得超过 16EPNdB, 对进场的不得超过 8EPNdB。如果调整量分别超过 8EPNdB 和 4EPNdB, 则由这些调整所得的分贝数不得位于附件 C 中相应噪声级(包括综合评定)的 2EPNdB 范围内。

**(e)测量结果的有效性**

(1) 试验结果必须得出置信度在 90%以内的三个平均的 EPNL 值。这三个平均值分别为起飞、进场和边线测量站对所有有效试验的噪声测量值进行修正后所得结果的算术平均值。如果在任一单个测量站处使用的噪声测量系统多于一个, 则必须将每次试验得到的多组数据作为一次单项测量在修正后取平均。如果使用的试验地点或噪声测量站位置不只一处, 则必须把每次有效的试验都纳入到平均 EPNL 值及其置信度的计算中。

(2) 对于起飞、进场和边线三项噪声测量中的每一项, 可接受的最低采样数为 6。采样数必须足够大, 以便对起飞、进场和边线这三种平均声级中的每一个, 所确立的 90% 置信区间都不超出±1.5EPNdB。除非中国民用航空总局另有规定, 任何试验结果均不得从求平均的运算过程中略去。

(3) 由本条所述方法求得平均 EPNL 值及其 90%的置信区间必须报送, 且必须能够由此衡量出飞机噪声辐射对噪声合格审定规定的符合性。

(4)如果要用等效程序通过对一架飞机的噪声试验来审定相同型号飞机的几种形态, 则其试验程序和分析方法必须经中国民用航空总局批准。在相应的书面申请中, 必须明确: 噪声测量的试验程序和数据库; 有关飞机的形态、程序和分析方法; 确定每一噪声级 90%置信区间的方法和推荐的等效程序。

**第 A36.7 条 符号和单位**

(a)概述 本规定附件 A 和附件 B 中使用的符号具有下述含义。

符号	单位	含义
ant		以 10 为底的反对数
C(k)	分贝(dB)	纯音修正。考虑到第 k 时刻出现了纯音类频谱不规则性而加在 PNL(k)上的修正值。
d	秒(s)	持续时间。表示有效噪声持续时间的长短, 该时间为 t(1)和 t(2)之间的时间间隔, 精确到秒。
D	分贝(dB)	持续时间的修正。因考虑到噪声持续时间而加在 PNLTM 上的修正值。
EPNL	有效感觉噪声分贝(EPNdB)	有效感觉噪声级。对频谱不规则性和持续时间进行修正后的 PNL 值(单位用 EPNdB 不用 dB)。
F(I)或 f <sub>i</sub>	赫(Hz)	频率。第 i 个 1/3 倍频程的几何中心频率。
F(i, k)	分贝(dB)	ΔdB。在第 k 时刻内的第 i 个 1/3 倍频程中, 原有声压级和背景声压级之差。
		分贝降。需从 PNLTM 中减去的噪声级, 它确定了噪声的

h		持续时间。
H	%	相对湿度。环境大气的相对湿度。
(i)或 i		频段指数。表示中心频率从 50Hz 到 10,000Hz 范围内的 24 个 1/3 倍频程的序号。
(k)或 k		时段增量指数。表示从参考零点开始经历同一时段增量的序号。
log		以 10 为底的对数
Logn(a)		呐 (Noy) 的间断同位点。其为两条代表 SPL 随 logn 变化的直线相交时, 相交点上的 logn 值。
M(b), M(c)		呐 (Noy) 线斜率的倒数。代表 SPL 随 logn 变化的直线斜率的倒数。
n	呐(NOY)	感觉噪度。在某一特定频率范围内, 任一瞬间出现的感觉噪度。
n(i, k)	呐(NOY)	感觉噪度。第 k 时刻出现在第 i 个 1/3 倍频程中的感觉噪度。
n(k)	呐(NOY)	最大感觉噪度。即在第 k 时刻出现的 24 个 n(i)值中的最大值。
N(k)	呐(NOY)	总感觉噪度。即在第 k 时刻由 24 个 n(i, k)的瞬时值计算得的总感觉噪度。
p(b), p(c)		呐(NOY)线的斜率。即 SPL 随 logn 变化的直线的斜率。
PNL	感觉噪声分贝 (PNdB)	感觉噪声级。即任一瞬间的感觉噪声级 (单位为 PNdB, 而非 dB)。
PNL(k)	感觉噪声分贝 (PNdB)	感觉噪声级。即在第 k 时刻由 24 个 SPL(i, k)值计算得的感觉噪声级(单位 PNdB)。
PNLM	感觉噪声分贝 (PNdB)	最大感觉噪声级。飞机飞越期间出现的 PNL(k) 中的最大值(单位 PNdB)。
PNLT	感觉噪声分贝 (PNdB)	纯音修正感觉噪声级。即对任一瞬间所出现的频谱不规则性 (离散频率) 进行修正后的 PNL 值(单位 PNdB)。
PNLT(k)	感觉噪声分贝 (PNdB)	纯音修正感觉噪声级。即对第 k 时刻所出现的离散频率进行修正后的 PNL(k)值(单位 PNdB)。
PNLTM	感觉噪声分贝 (PNdB)	最大纯音修正感觉噪声级。飞机飞越时间出现的 PNLT(k) 中的最大值(单位 PNdB, 不用 dB)。
s(i, k)	分贝(dB)	声压级的斜率。在第 k 时刻的第 i 个频程, 相邻 1/3 倍频程间声压级的变化。
$\Delta s(i, k)$	分贝(dB)	声压级斜率的变化。
s'(i, k)	分贝(dB)	声压级的调整斜率。即在第 k 时刻的第 i 个频程, 相邻 1/3 倍频程间调整声压级的变化。
s(i, k)	分贝(dB)	声压级的平均斜率。
SPL	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	声压级。任一瞬间, 在指定频率范围内的声压级。
SPL(a)	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	呐的间断同位点。即 SPL 随 Logn 变化的直线相交时, 相交点上的 SPL 值。
SPL(b) SPL(c)	分贝(dB)	呐线的截距。即 SPL 随 Logn 变化的各直线在 SPL 轴上

	基准 20 $\mu$ Pa	的截距。
SPL(i, k)	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	声压级。即在第 k 时刻的第 i 个 1/3 倍频程的声压级。
SPL'(i, k)	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	调整声压级。即在第 k 时刻的第 i 个 1/3 倍频程中, 对本底声压级的第一次近似值。
SPL"(i, k)	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	本底(背景)声压级。即在第 k 时刻的第 i 个 1/3 倍频程中, 对本底声压级的最终近似值。
SPLi	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	最大声压级, 即 PNLTM 频谱的第 i 个 1/3 倍频程中所出现的声压级。
SPLic	分贝(dB) 基准 20 $\mu$ Pa	修正的最大声压级。即 PNLTM 频谱的第 i 个 1/3 倍频程中的经大气吸声修正后的声压级。
t	秒(s)	时间。从参考零点开始测得的时间长断。
t(1), t(2)	秒(s)	时间限度。由 h 所确定的有效噪声时间的起始端和终止端。
$\Delta t$	秒(s)	时间增量。在计算 PNL(k)和 PNLT(k)时所用的等间隔时间增量。
T	秒(s)	规一化时间常数。在计算持续时间修正值的积分式中, 作为基准时间。
T	$^{\circ}\text{C}$ , 或 $^{\circ}\text{F}$	温度。环境大气温度。
$\alpha_i$	分贝/100 米, (dB/100m)或 分贝/1000 英尺 (dB/1000ft)	试验时的大气吸声系数。对于所测大气温度和相对湿度在第 i 个 1/3 倍频程中的声音的大气衰减。
$\alpha_{io}$	分贝/100 米, (dB/100m)或 分贝/1000 英尺 (dB/1000ft)	基准大气的吸声系数。对于基准大气温度和基准相对湿度, 在第 i 个 1/3 倍频程中声音的大气衰减。
$\beta$	度	第一恒定爬升角。
$\gamma$	度	第二恒定爬升角。
$\delta$	度	收油门角(减推力角)。
$\epsilon$	度	由起飞航迹上从开始减推力后到停止减推力的那一点所确定的角度。
$\eta$	度	进场角
$\theta$	度	起飞噪声角。起飞航迹与噪声传播路径之间的夹角。该角对于实测航迹和修正航迹都是相同的。
$\lambda$	度	进场噪声角。进场航迹与噪声传播路径之间的夹角。该角对于实测航迹和修正航迹都是相同的。
$\Delta 1$	有效感觉噪声 分贝(EPNdB)	PNLT 修正。考虑到基准条件与试验条件下大气吸声和噪声传播长度的差别所引起的噪声级变化, 而添加到由实测数据算得的 EPNL 中的修正量。
$\Delta 2$	有效感觉噪声 分贝(EPNdB)	噪声传播路线持续时间修正。考虑到基准条件与试验条件下飞越高度的差别(致使噪声持续时间不同)所引起的噪声级变化, 而添加到由实测数据算得的 EPNL 中的

		修正量。
$\Delta 3$	有效感觉噪声 分贝(EPNdB)	<b>重量修正</b> 。考虑到飞机的最大重量和试验重量的差异所引起的噪声级变化，而添加到由实测数据算得的 EPNL 中的修正量。
$\Delta 4$	有效感觉噪声 分贝(EPNdB)	<b>进场角修正</b> 。考虑到试验进场角不是 $3^\circ$ 时所引起的噪声级变化，而添加到由实测数据算得的 EPNL 中的修正量。
$\Delta AB$	米(m)	(1)
$\Delta \beta$	度	(1)
$\Delta \gamma$	度	(1)
$\Delta \delta$	度	(1)
$\Delta \epsilon$	度	(1)

(1) 起飞剖面变化。由于基准和试验状态之间不同，定义起飞剖面的各基础参数的改变。

飞行纵剖面轨迹上的位置标识符号及说明

位置	说 明
A	起飞滑跑起点
B	离地点
C	第一恒定爬升起点
D	减推力起点
E	第二恒定爬升起点
Ec	修正航迹上第二恒定爬升的起点
F	噪声审定起飞航迹的终点
Fc	修正航迹上第二恒定爬升的终点
G	噪声审定进场航迹的起点
Gr	在噪声审定基准进场航迹上的起点
H	进场航迹上噪声测量站正上方的对应点
I	开始拉平点
Ir	基准进场航迹上的开始拉平点
J	接地点
K	起飞噪声测量站
L	边线噪声测量站(不在航迹上)
M	噪声型号合格审定起飞航迹(地面投影)的终点
N	进场噪声测量站
O	进场端的跑道人口
P	噪声合格审定的进场航迹(地面投影)的起点
Q	在实测起飞航迹上对应于 K 站测得 PNLTM 时的位置
Qc	在修正起飞航迹上对应于 K 站测得 PNLTM 时的位置
R	在实测起飞航迹上最靠近 K 站的位置
Rc	在修正起飞航迹上，最靠近 K 站的位置
S	在实测进场航迹上对应于 N 站测得 PNLTM 时的位置
Sr	在基准进场航迹上，对应于 N 站测得 PNLTM 时的位置
T	在实测进场航迹上，最靠近 N 站的位置
Tr	在基准进场航迹上，最靠近 N 站的位置
X	在实测起飞航迹上，对应于 L 站测得 PNLTM 时的位置

Xc	在修正起飞航迹上，对应于 L 站测得 PNLTM 时的位置
----	-------------------------------

## 飞行纵剖面的距离

距离	单位	含 义
AB	米(m)或英尺(ft)	起飞滑跑长度。即沿跑道自滑跑起始点到离地点之间的距离。
AK	米(m)或英尺(ft)	起飞测量距离。即沿跑道中心线的延长线，从滑跑起始点到起飞噪声测量站之间的距离。
AM	米(m)或英尺(ft)	起飞航迹（地面投影）距离，即沿跑道中心线的延长线，从滑跑起始点到起飞投影航迹上勿需继续记录飞机位置时的那点的距离。
KQ	米(m)或英尺(ft)	实测起飞噪声路径。从 K 站到被飞机位置 Q 点之间的距离。
KQc	米(m)或英尺(ft)	修正起飞噪声路径。从 K 站到修正航迹上 Qc 点之间的距离。
KR	米(m)或英尺(ft)	实测的最近起飞距离。从 K 站到实测航迹上 R 点之间的距离。
KRc	米(m)或英尺(ft)	修正的最近起飞距离。从 K 站到修正航迹上 Rc 点之间的距离。
LX	米(m)或英尺(ft)	实测边线噪声路径。从 L 站到实测飞机位置 X 之间的距离。
LXc	米(m)或英尺(ft)	修正边线噪声路径。从 L 站到修正后的飞机位置 Xc 点之间的距离。
NH	米(m)或英尺(ft)	飞机进场高度。飞机与进场测量站之间的垂直距离。
NS	米(m)或英尺(ft)	实测进场噪声路径。从 N 站到被测飞机位置 S 点之间的距离。
NSr	米(m)或英尺(ft)	基准进场噪声路径。从 N 站到基准航迹上飞机位置 Sr 之间的距离。
NT	米(m)或英尺(ft)	实测进场最小距离。从 N 站到实测航迹上 T 点的距离。
NTr	米(m)或英尺(ft)	基准进场最小距离。从 N 站到基准航迹上 Tr 点的距离。该距离等于 119.8 米（393 英尺）。
ON	米(m)或英尺(ft)	进场测量距离。从跑道入口到跑道中线延长线上的进场测量站之间的距离。
OP	米(m)或英尺(ft)	进场飞行航迹（地面投影）距离。即沿跑道中心线的延长线，从跑道入口处到进场投影航迹上勿需继续记录飞机位置时的那点的距离。

## 第 A36.9 条 大气的声衰减

(a)总则 1/3 倍频程频谱中的各测量值必须符合或被修正到本附件第 A36.5 条(c)中所列的基准日条件下。每项修正都必须计及在沿飞机与传声器之间的传声路径上, 大气的声衰减在试验日条件和基准日条件下的差别。除非气象条件符合本附件第 A36.1 条(c)中的规定, 否则试验数据是不能接受的。

**(b)气象测量**

(1)必须在噪声测量站附近测量本规定要求的风速, 温度和相对湿度。气象测量站位置必须由中国民用航空总局批准, 其应能够代表飞机噪声测量所在区域内地面附近的大气状况。在某些情况下, 固定的气象测量站(诸如机场或其它机构的气象站)也可能符合这一要求。

(2)必须用事先批准的设备和方法, 从噪声测量站上空距地面 10 米处到飞机所在高度的范围内, 测量大气的温度和相对湿度。

(3)必须在每次噪声测量的 25 分钟内获取气象测量结果。必须将气象测量数据按每次噪声测量的实际时间进行插值。

**(c)衰减率**

对于从 50Hz 到 10, 000Hz 的每个 1/3 倍频程, 必须根据 SAE ARP866A 中的公式和列表来确定大气声衰减随距离的变化率。该文件的标题为“用于航空器飞越噪声评定的作为温度和湿度函数的大气吸收标准值”(已按本规定第 A36.6 条引用)

**(d)大气衰减的修正**

(1)在出现下述情况时, 按测得数据算出的 EPNL 值必须用本附件第 A36.1 条 1(d)中规定的方法加以修正:

(i)周围大气的温度和相对湿度条件不符合基准条件(分别为 25°C (77°F) 和 70%)

(ii)测得的起飞和进场航迹不符合基准航迹。

(2) 在 3150Hz 的 1/3 倍频程内经过 PNLTm 的声传播路径后, 相对于由噪声测量站上空距地面 10 米处的气象测量值所求得的大气吸声系数而言, 如果该吸声系数的变化不超过  $\pm 0.5\text{dB}/100\text{m}$  ( $\pm 1.6\text{dB}/1000\text{ft}$ ), 则可以用该 10 米上空处的吸声系数和达到 PNLTm 时飞机所在高度上的吸声系数的平均值来确定每个 1/3 倍频程的大气衰减率。可利用所求得的该大气衰减率按本附件第 A36.1 条 1(d)计算 PNLTm 的修正值。

(3) 若不符合本节第(d)(2)中规定的条件, 必须用下述的大气分层方法来确定对大气衰减的修正:

(i)必须将传声路径分成高度不大于 30 米 (100 英尺) 的若干段增量, 且在噪声试验时每段的平均温度和相对湿度必须由本节(b)款中所要求的那种气象数据算出。

(ii)在每段高度增量中, 对于每个 1/3 倍频程, 必须按本节(c)款来确定大气衰减率。

(iii) 必须求得每个 1/3 倍频程在飞机到传声器的整个传声路径上的平均衰减率。在计算本附件第 A36.1 条 1(d)中所要求的修正时必须使用这些平均衰减率。

### 第 A36.11 条 详细的修正程序

(a)概述 若试验条件不符合附件第 A36.5 条所规定的噪声合格审定基准条件, 则需按下述修正程序和要求实施。

(1)若基准条件和试验条件间的任何差值造成正值修正, 则从测得数据算出的 EPNL 必须作相应的正值修正。可能造成正值的条件包括:

(i) 试验条件下的大气吸声大于基准值;

(ii) 试验航迹高于基准航迹; 或

(iii) 试验重量小于最大审定重量。

(2) 若基准条件和试验条件间的任何差值造成负值修正，则除由下列的差值情况外，不得对由测得数据算出的 EPNL 作修正：

- (i) 试验条件下的大气吸声小于基准值，或
- (ii) 试验航迹低于基准航迹。

(3) 从下述修正程序可能得出的一个或多个修正值，必须以代数和的方式加在所计算出的 EPNL 值上，就像试验完全是在噪声合格审定的基准条件下进行似的。：

(i) 必须确定在基准条件和试验条件下起飞与进场的各飞行纵剖面。程序要求噪声和航迹的记录中需具有一个同步时间讯号，并从中可描绘出试验的纵剖面，包括在噪声测量站观测到 PNLTM 时飞机的位置。对于起飞，可以从民航总局批准的制造商资料中推导出修正到基准条件下的飞行剖面；然而对于进场，其基准纵剖面见本节(c)(2)的规定。

(ii) 对于基准剖面 and 试验剖面，都要确定对应于 PNLTM 时的飞机位置与传声器之间的声传播路径，然后必须对 PNLTM 频谱中的 SPL 值就下列影响进行修正：

- (A) 大气吸声的变化；
- (B) 声传播路径长度的改变后的大气吸声；和
- (C) 声传播路径长度变化的平方反比律。此时，先将修正的 SPL 值换算成 PNLT 值，

再将该 PNLT 值与 PNLTM 相减，由此所得的差值即为修正值。该修正值必须按代数和的方式加到由实测数据所算得的 EPNL 上。：

(iii) 必须算出从试验纵剖面和基准纵剖面到噪声测量站的最短距离，并以此来确定因飞机飞越高度变化所引起的噪声持续时间修正。该持续时间修正必须按代数和的方式加到由实测数据算得的 EPNL 上。

(iv) 为了计及因试验条件与基准条件之间的差别所造成的噪声级变化，需根据经批准的有关 EPNL 随发动机推力或飞机试验速度变化的曲线或图表等资料来确定相应的修正量。该修正量必须加到由实测数据所算得的 EPNL 上。

(v) 为了计及试验进场角不是  $3^\circ$  时造成的噪声级变化，必须按经批准的资料来确定相应的修正量。该修正量必须加到由实测数据所算得的 EPNL 上。

#### (b) 起飞纵剖面

(1) 图 A1 表示一个典型的起飞纵剖面

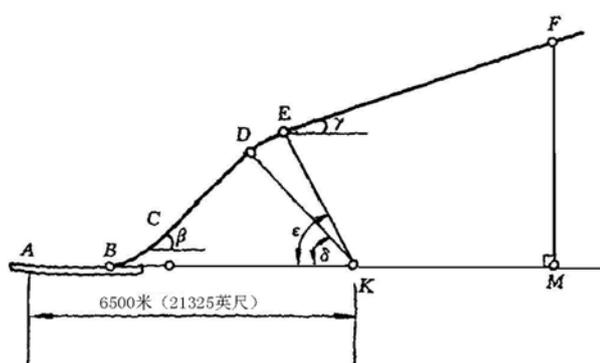


图 A1 测得的起飞纵剖面

(i) 飞机在 A 点开始起飞滑跑，在 B 点离地，在 C 点以  $\beta$  角开始第一次恒定爬升。在 D 点开始减小推力以降低噪声并在 E 点停止减小推力。由此，开始以  $\gamma$  角(通常以百分比梯度表示)进行第二次恒定爬升。噪声审定起飞航迹的终点用飞机位置 F 表示，它在地面上(沿跑道中心线的延长线)的垂直投影为 M 点。必须在飞机噪声级的测量值处于

PNLTM 的 10 分贝降的整个时间范围里记录飞机的位置。位置 K 为起飞噪声测量站，其距离 AK 规定为 6500 米(21325 英尺)。然而，若有必要将 AK 减小，则必须遵守本节(f)款所规定的程序。位置 L 是边线测量站，它位于与跑道中心线平行并与之成一规定距离的直线上，且该处的起飞噪声级最大。

(ii)起飞纵剖面由五个参数决定：

- (A) AB 起飞滑跑长度；
- (B)  $\beta$  第一恒定爬升角；
- (C)  $\gamma$  第二恒定爬升角；
- (D)  $\delta$  与  $\epsilon$  减推力角。

这五个参数都是航空器性能和重量，以及温度、压力、风速和风向等大气条件的函数。

(2) 若试验条件与本附件第 A36.5 条规定的基准条件不符，则相应的试验纵剖面参数就会不同于基准纵剖面时的情况，如图 A2 所示：

纵剖面的参数的变化用  $\Delta AB$ 、 $\Delta \beta$ 、 $\Delta \gamma$ 、 $\Delta \delta$  和  $\Delta \epsilon$  表示，它们可由经批准的制造商资料导出，并且可被用来定义修正到基准条件下的飞行纵剖面。此时，这两种起飞飞行纵剖面（实测的与修正的）间的相互关系便可来确定各修正量。而当这些修正量为正值时，就必须加到由实测数据算得的 EPNL 上。

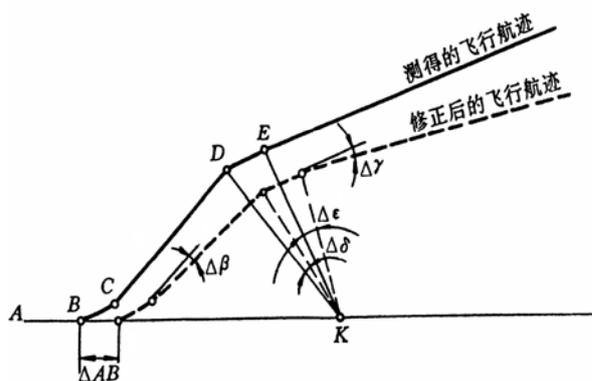
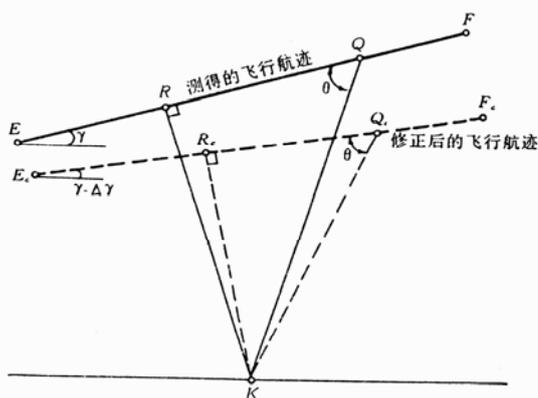


图 A2 测得的与修正后的起飞纵剖面的比较

注：在基准大气条件和最大起飞重量之下，第二恒定爬升角  $\gamma$  的梯度不得小于 4%。然而，若假定最大起飞重量和表征发动机性能的各参数(每分钟转数 rpm，发动机压力比 epr 或驾驶员用的任何其它参数)为常数，则实际梯度将依赖于试验大气条件。

(3)图 A3 表示测得的和修正后的起飞航迹的一部分，它包括影响声音传播的主要几



何关系。

图 A3 影响声音传播的起飞纵剖面特性

EF 表示测得的爬升角为  $\gamma$  的第二恒定爬升航迹，EcFc 表示修正后的第二恒定爬升航迹，爬升角减小为  $\gamma \sim \Delta \gamma$ 。位置 Q 表示在噪声测量站 K 处观察到 PNLTM 时航空器在测得的起飞航迹上的位置，而 Qc 是修正后航迹上的相应位置。测得的与修正后的传声路径分别为 KQ 与 KQc，它们与其各自航迹成同一夹角  $\theta$ 。位置 R 表示测得的起飞航迹上最靠近噪声测量站 K 的点，Rc 是修正后航迹上的相应位置。从 K 分别到测得的与修正的航迹的垂直的最短距离分别用线段 KR 与 KRc 表示。

(c)进场纵剖面

(1) 图 A4 表示一个典型的进场纵剖面。

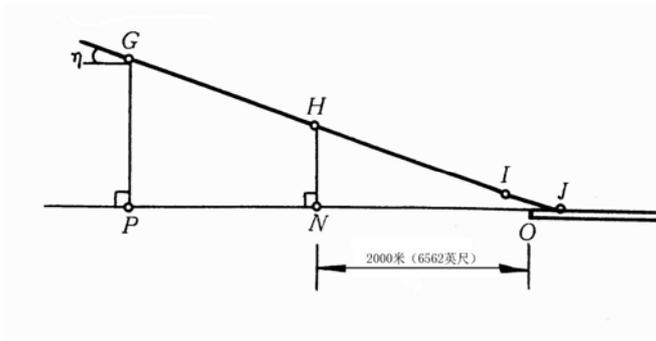


图 A4 测得的进场纵剖面

(i) 噪声审定进场纵剖面的始端用飞机位置 G 表示，它在地面(沿跑道中心线的延长线)的垂直投影为点 P 上。为确保记录到被测飞机噪声处于 PNLTM 10 分贝降范围期间的完整情况，应从飞机距跑道入口点 O 为 OP 距离时就开始记录飞机的位置。

(ii) 航空器进场角为  $\eta$ ，通过噪声测量站 N 正上方的高度为 NH，在位置 I 开始拉平，在位置 J 接地。距离 ON 规定为 2000 米(6562 英尺)。

(iii) 进场纵剖面由进场角  $\eta$  和高度 NH 所决定，它们是受飞行员所控制的飞机工作状态的函数。若实测进场纵剖面参数与相应的基准进场参数(分别为  $3^\circ$  和 120 米 (394 英尺)，如图 A5 所示)不符，且若修正量为正值，则必须将该修正值加到由实测数据算得的 EPNL 上。

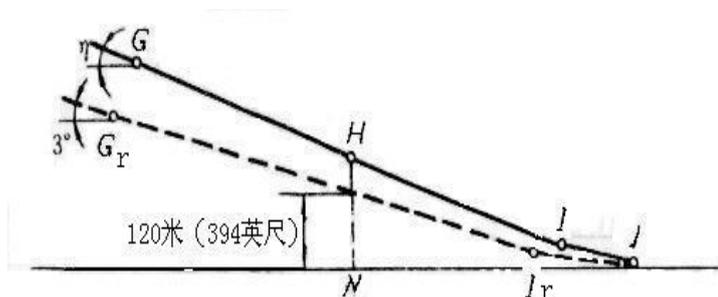


图 A5 测得的和基准的进场纵剖面比较

(2) 图 A6 表示测得的和基准的进场航迹的一部分，它包含影响声音传播的主要几何关系。

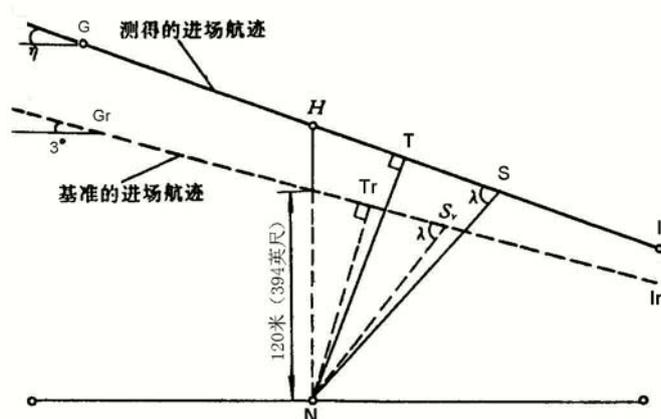


图 A6 影响声传播的进场纵剖面特性

GI 表示进场角为  $\eta$  的测得进场航迹，GrIr 表示高度较低的基准进场航迹，进场角为  $3^\circ$ 。位置 S 表示噪声测量站 N 观察到 PNLTM 时航空器在测得进场航迹上的位置，而 Sr 是基准进场航迹上的相应位置。测得的与基准的传声路径分别为 NS 和 NSr，它们与各自的航迹成同一夹角  $\lambda$ 。位置 T 表示测得进场航迹上最接近噪声测量站 N 的点，Tr 是基准进场航迹上的相应点。从 N 分别到测得的与基准的航迹的最短距离分别用线段 NT 和 NTr 表示，它们与其各自的航迹垂直。

注：规定基准进场航迹  $\eta=3^\circ$ ，NH=120.1 米（394 英尺）。从而也能把 NTr 确定下来，即 NTr=119.8 米（393 英尺）（精确到 0.305 米（1 英尺）），因此认为是基准参数之一。

(d)PNLT 修正若环境大气温度与相对湿度不是本附件第 A36.5 条(c)所规定的那些基准值(即， $25^\circ\text{C}(77^\circ\text{F})$ 和 70%)，则必须通过下述步骤按本节(a)由实测数据算出对 EPNL 值的修正量：

(1)起飞航迹 对于图 A3 中所示起飞航迹，在站 K 对 Q 位置处的航空器观察到的 PNLTM 频谱，需分解为其各个 SPLi 值。

(i)第一步 按下述公式算出一组修正后的值：

$$\text{SPLic}=\text{SPLi}+(\alpha_i-\alpha_{io})\text{KQ}+\alpha_{io}(\text{KQ}-\text{KQc})+20\log(\text{KQ}/\text{KQc})$$

其中 SPLi 与 SPLic 分别为测得的和修正后的第 i 个三分之一倍频程中的声压级。第一个修正项计及了大气吸声变化的影响， $\alpha_i$  与  $\alpha_{io}$  分别为试验大气条件下的(按第 A36.9 条(d)确定)和基准大气条件下的第 i 个三分之一倍频程的吸声系数，KQ 为测得的起飞传声路径。第二个修正项计及了传声路径长度变化对大气吸声的影响，KQc 为修正后的起飞传声路径。第三个修正项计及了传声路径长度变化的平方反比定律影响。

(ii)第二步 将修正后的 SPLic 值换算成 PNLTM，并按下述公式算出一个修正项：

$$\Delta 1=\text{PNLT}-\text{PNLTM}$$

它代表应按代数和加到从测得数据算出的 EPNL 上的修正量。

(2)进场航迹

(i) 本节(d)(1)有关起飞航迹的步骤也适用于进场航迹，不过这时所求的 SPLic 值仅涉及到图 A6 所示的进场声传播路径，其具体算法如下：

$$\text{SPLic}=\text{SPLi}+(\alpha_i-\alpha_{io})\text{NS}+\alpha_{io}(\text{NS}-\text{NSr})+20\log(\text{NS}/\text{NSr})$$

其中 NS 和 NSr 分别是测得的基准的进场传声路径。

(ii) 其余步骤与本节(d)(1)(ii)的规定相同。

(3)边线航迹 本节(d)(1)的步骤也适用于边线航迹，不过这时所求的 SPLic 值仅涉及边线声传播路径，其具体算法如下：

$$\text{SPLic}=\text{SPLi}+(\alpha_i-\alpha_{io})\text{LX}+\alpha_{io}(\text{LX}-\text{LXc})+20\log(\text{LX}/\text{LXc})$$

其中 LX 是 L 站处至该站观测到 PNLTM 时飞机所在位置 X 点的实测边线声传播路径，

LXc 是修正后的边线声传播路径。

(e)持续时间修正 若测得的起飞和进场航迹分别不同于按第 A36.11 条(b)(c)规定为修正后的和基准的飞行航迹, 则需对从测得数据算出的 EPNL 值进行持续时间修正。这种修正必须按下述方法计算:

(1)起飞航迹 对于图 A3 所示起飞航迹, 用下述公式计算修正项:

$$\Delta 2 = -7.5 \log(KR/KRc)$$

$\Delta 2$  代表必须按代数和方式加到由实测数据算出的 EPNL 上的修正量。长度 KR 和 KRc 分别是噪声测量站 K 到实测的和修正的飞行航迹的最短距离。式中负号表明, 对于持续时间修正这种特殊情况, 若实测航迹比修正航迹高, 则必须降低由测得数据算出的 EPNL 值。

(2)进场航迹 对于图 A6 所示的进场航迹, 用下述公式计算修正项:

$$\Delta 2 = -7.5 \log(NT/393)$$

式中 NT 是从噪声测量站 N 到实测进场航迹的最短距离(单位为 ft), 393 英尺(119.8 米)是从 N 站到基准航迹的最短距离。

(3)边线航迹 对于边线航迹, 用下述公式计算修正项:

$$\Delta 2 = -7.5 \log(LX/LXc)$$

其中 LX 与 LXc 分别是噪声测量站 L 到飞机位置 X 或 Xc 的实测的和修正的边线噪声测量距离。

(f)非标准位置修正 当不是按照附件 C 第 C36.1 条规定的那些点进行起飞和进场噪声测量时, 必须按下述程序之一把由这些测量算得的 EPNL 值修正到规定测量点上应有的对应值:

(1)简化程序 除非调整量对于起飞超过了 8 dB 或对于进场超过了 4 dB, 或修正所造成的 EPNL 终值位于本规定附件 C 规定的噪声级的 1.0 dB 范围内, 否则可以采用本节(d)和(e)所规定的修正程序。由于这个程序计及的是从邻近测量点到规定测量点的 PNLTM 外推计算, 故随后还必须对试验和基准条件之间余下的差异(包括推力和空速)进行修正。

(2)综合程序 若修正因子对于起飞超过了 8 dB 或对于进场超过了 4 dB, 或修正所造成的 EPNL 终值位于本规定附件 C 规定的噪声级的 1.0dB 范围内, 则必须采用下述的修正程序:

(i)若噪声测量站比在规定的基准距离时更靠近飞行航迹, 则该站在飞机飞越期间测得的每个 1/2 秒频谱必须按类似于本节(d)(1)所规定的有关 PNLTM 修正的程序加以调整。然而, 必须采用的距离值应是由 PNLTM 确定的传声路径 KQ 和 KQc(因而还有角  $\theta$ )之值, 其代表了实际测得的传声路径(和路径角)之值以及假设在基准声学日条件下在 6500 米(21325 英尺)测量点处测量时所能测得的相应的传声路径(和路径角)之值。

(ii)在把实测的 1/2 秒频谱修正到 6500 米(21235 英尺)基准点之后, 其余的噪声评定必须按本规定附件 B 中规定的程序进行, 包括进行相应的推力与空速修正。

## 附件 B B 章对运输类和涡轮喷气式飞机的噪声评定要求

第 B36.1 条 总则

第 B36.3 条 感觉噪声级

第 B36.5 条 频谱不规则性修正

- 第 B36.7 条 最大纯音修正感觉噪声级  
 第 B36.9 条 持续时间的修正  
 第 B36.11 条 有效感觉噪声级  
 第 B36.13 条 呐(noy)表的数学表示

### 第 B36.1 条 总则

根据第 36.103 条和第 36.803 条，必须使用本附件的程序来确定称为“有效感觉噪声级”EPNL 的噪声评定量。这些程序使用按本规定附件 A 规定测得的噪声物理性质，程序组成如下：

(a)用呐(Noy)表把 24 个三分之一倍频带声压级换算成感觉噪度。将呐值相加，然后换算成瞬时感觉噪声级 PNL(k)。

(b)为了考虑对出现最大纯音的主观反映，对每个频谱要计算纯音修正因子 C(k)。

(c)每 0.5 秒时间段上，将纯音修正因子和感觉噪声级相加，得到纯音修正感觉噪声级 PNLTK(K)。该 PNLTK(K) 的瞬时值应按时间表注下来，并从中确定其最大值 PNLTM。PNLTK(k)由下式确定。

$$PNLTK(k)=PNL(k)+C(k)$$

(d)持续时间修正因子 D 是根据 PNLTK(K)与时间的关系曲线通过积分而求得的。

(e)有效感觉噪声级 EPNL 由最大纯音修正感觉噪声级与持续时间修正因子的代数和所确定。

$$EPNL=PNLTM+D$$

### 第 B36.3 条 感觉噪声级

瞬时感觉噪声级 PNL(k)必须由各三分之一倍频带声压级 SPL(i、k)的瞬时值算出，其步骤如下：

(a)第一步 根据表 B1 或本附件第 B36.13 条中给出的呐表的公式，把从 50~10000 赫范围内的各三分之一倍频带的 SPL(i, k)换算成感觉噪度 n(i、k)。

(b)第二步 用下列公式，将第一步求得的感觉噪度值 n(i、k)相加，即：

$$N(k)=n(k)+0.15\left\{\left[\sum_{i=1}^{24} n(i, k)\right]-n(k)\right\}=0.85n(k)+0.15\sum_{i=1}^{24} n(i, k)$$

式中 n(k)为 24 个 n(i、k)值中的最大值，N(k)为总感觉噪度。

(c)第三步 用下述公式，将总感觉噪度 N(k)换算成感觉噪声级 PNL(k)。

$$PNL(k)=40.0+33.22\log N(k)$$

按此式作图于图 B1 中。若不用上述公式计算，PNL(k)也可这样求得：即在表 B1 的 1000Hz 这栏中选出等于 N(k)的值，然后读出相应的 SPL(i.k)值。此时，该 1000 Hz 处的 SPL(i.k)值就等于 PNL(k)的值。

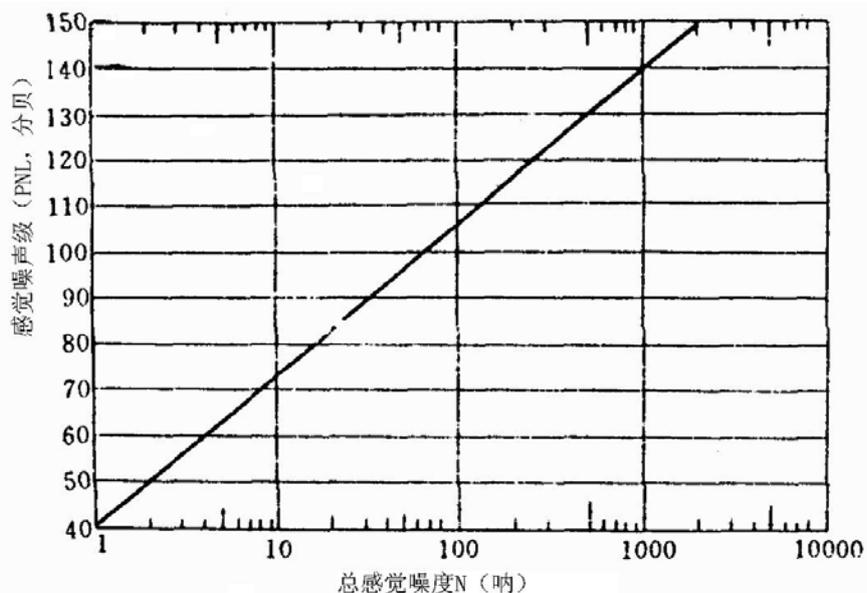


图 B1 作为总感觉噪度函数的感觉噪声级

表 B1 作为声压级函数的噪度(Noys)

SPL	三分之一倍频带中心频率 赫(C/S)										
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500
4											
5											
6											
7											
8											
9											
10											
11											
12											
12											
14											
15											
16										0.10	0.10
17										0.11	0.11
18									0.10	0.13	0.13
19									0.11	0.14	0.14
20									0.13	0.16	0.16
21								0.10	0.14	0.18	0.18
22								0.11	0.16	0.21	0.21
23								0.13	0.18	0.24	0.24
24							0.10	0.14	0.21	0.27	0.27
25							0.11	0.16	0.24	0.30	0.30
26							0.13	0.18	0.27	0.33	0.33
27						0.10	0.14	0.21	0.30	0.35	0.35
28						0.11	0.16	0.24	0.33	0.38	0.38
29						0.13	0.18	0.27	0.35	0.41	0.41
30					0.10	0.14	0.21	0.30	0.38	0.45	0.45

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

SPL	三分之一倍频带中心频率 赫(C/S)										
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500
31					0.11	0.16	0.24	0.33	0.41	0.49	0.49
32					0.13	0.18	0.27	0.36	0.45	0.53	0.53
33					0.14	0.21	0.30	0.39	0.49	0.57	0.57
34				0.10	0.16	0.24	0.33	0.42	0.53	0.62	0.62
35				0.11	0.18	0.27	0.36	0.46	0.57	0.67	0.67
36				0.13	0.21	0.30	0.40	0.50	0.62	0.73	0.73
37				0.15	0.24	0.33	0.43	0.55	0.67	0.79	0.79
38				0.17	0.27	0.37	0.48	0.60	0.73	0.85	0.85
39			0.10	0.20	0.30	0.41	0.52	0.65	0.79	0.92	0.92
40			0.12	0.23	0.33	0.45	0.57	0.71	0.85	1.00	1.00
41			0.14	0.26	0.37	0.50	0.63	0.77	0.92	1.07	1.07
42			0.16	0.30	0.41	0.55	0.69	0.84	1.00	1.15	1.15
43			0.19	0.33	0.45	0.61	0.76	0.92	1.07	1.23	1.23
44		0.10	0.22	0.37	0.50	0.67	0.83	1.00	1.15	1.32	1.32
45		0.12	0.26	0.42	0.55	0.74	0.91	1.08	1.24	1.41	1.41
46		0.14	0.30	0.46	0.61	0.82	1.00	1.16	1.33	1.52	1.52
47		0.16	0.34	0.52	0.67	0.90	1.08	1.25	1.42	1.62	1.62
48		0.19	0.38	0.58	0.74	1.00	1.17	1.34	1.53	1.74	1.74
49	0.10	0.22	0.43	0.65	0.82	1.08	1.26	1.45	1.64	1.87	1.87
50	0.12	0.26	0.49	0.72	0.90	1.17	1.36	1.56	1.76	2.00	2.00
51	0.14	0.30	0.55	0.80	1.00	1.26	1.47	1.68	1.89	2.14	2.14
52	0.17	0.34	0.62	0.90	1.08	1.36	1.58	1.80	2.03	2.30	2.30
53	0.21	0.39	0.70	1.00	1.18	1.47	1.71	1.94	2.17	2.46	2.46
54	0.25	0.45	0.79	1.09	1.28	1.50	1.85	2.09	2.33	2.64	2.64
55	0.30	0.51	0.89	1.18	1.39	1.71	2.00	2.25	2.50	2.83	2.83
56	0.34	0.59	1.00	1.29	1.50	1.85	2.15	2.42	2.69	3.03	3.03
57	0.39	0.67	1.09	1.40	1.63	2.00	2.33	2.61	2.88	3.25	3.25
58	0.45	0.77	1.18	1.53	1.77	2.15	2.51	2.81	3.10	3.48	3.48
59	0.51	0.87	1.29	1.66	1.92	2.33	2.71	3.03	3.32	3.73	3.73
60	0.59	1.00	1.40	1.81	2.08	2.51	2.93	3.26	3.57	4.00	4.00
61	0.67	1.10	1.53	1.97	2.26	2.71	3.16	3.51	3.83	4.29	4.29
62	0.77	1.21	1.66	2.15	2.45	2.93	3.41	3.79	4.11	4.59	4.59
63	0.87	1.32	1.81	2.34	2.65	3.16	3.69	4.06	4.41	4.92	4.92
64	1.00	1.45	1.97	2.54	2.88	3.41	3.98	4.39	4.73	5.28	5.28
65	1.11	1.60	2.15	2.77	3.12	3.69	4.30	4.71	5.08	5.66	5.66
66	1.22	1.75	2.34	3.01	3.39	3.99	4.64	5.07	5.45	6.06	6.06
67	1.35	1.92	2.54	3.28	3.68	4.30	5.01	5.46	5.85	6.50	6.50
68	1.49	2.11	2.77	3.57	3.99	4.64	5.41	5.88	6.27	6.96	6.96
69	1.65	2.32	3.01	3.80	4.33	5.01	5.84	6.33	6.73	7.46	7.46
70	1.82	2.59	3.28	4.23	4.69	5.41	6.31	6.81	7.23	8.00	8.00
71	2.02	2.79	3.57	4.60	5.09	5.84	6.81	7.33	7.75	8.57	8.57
72	2.23	3.07	3.88	5.01	5.52	6.31	7.36	7.90	8.32	9.19	9.19
73	2.46	3.37	4.23	5.45	5.99	6.81	7.94	8.50	8.93	9.85	9.85
74	2.72	3.70	4.60	5.94	6.50	7.36	8.57	9.15	9.59	10.6	10.6
75	3.01	4.06	5.01	6.46	7.05	7.94	9.19	9.85	10.3	11.3	11.3
76	3.32	4.46	5.45	7.03	7.65	8.57	9.85	10.6	11.0	12.1	12.1
77	3.67	4.89	5.94	7.66	8.29	9.19	10.6	11.3	11.8	13.0	13.0
78	4.06	5.37	6.46	8.33	9.00	9.85	11.3	12.1	12.7	13.9	13.9
79	4.49	5.90	7.03	9.07	9.76	10.6	12.1	13.0	13.6	14.9	14.9
80	4.96	6.48	7.66	9.85	10.6	11.3	13.0	13.9	14.6	16.0	16.0

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

SPL	三分之一倍频带中心频率 赫(C/S)										
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500
81	5.48	7.11	8.33	10.6	11.3	12.1	13.9	14.9	15.7	17.1	17.1
82	6.06	7.81	9.07	11.3	12.1	13.0	14.9	16.0	16.9	18.4	18.4
83	6.70	8.57	9.87	12.1	13.0	13.9	16.0	17.1	18.1	19.7	19.7
84	7.41	9.41	10.7	13.0	13.9	14.9	17.1	18.4	19.4	21.1	21.1
85	8.19	10.3	11.7	13.9	14.9	16.0	18.4	19.7	20.8	22.6	22.6
86	9.05	11.3	12.7	14.9	16.0	17.1	19.7	21.1	22.4	24.3	24.3
87	10.0	12.1	13.9	16.0	17.1	18.4	21.1	22.6	24.0	26.0	26.0
88	11.1	13.0	14.9	17.1	18.4	19.7	22.6	24.3	25.8	27.9	27.9
89	12.2	13.9	16	.0	18.4	19.7	21.1	24.3	26.0	27.7	29.9
90	13.5	14.9	17.1	19.7	21.1	22.6	26.0	27.9	29.7	32.0	32.0
91	14.9	16.0	18.4	21.1	22.6	24.3	27.9	29.9	31.8	34.3	34.3
92	16.0	17.1	19.7	22.6	24.3	26.0	29.9	32.0	34.2	36.8	36.8
93	17.1	18.4	21.1	24.3	26.0	27.9	32.0	34.3	36.7	39.4	39.4
94	18.4	19.7	22.6	26.0	27.9	29.9	34.3	36.8	39.4	42.2	42.2
95	19.7	21.1	24.3	27.9	29.9	32.0	36.8	39.4	42.2	45.3	45.3
96	21.1	22.6	26.0	29.9	32.0	34.3	39.4	42.2	45.3	48.5	48.5
97	22.6	24.3	27.9	32.0	34.3	36.8	42.2	45.3	48.5	52.0	52.0
98	24.3	26.0	29.9	34.3	36.8	39.4	45.3	48.5	52.0	55.7	55.7
99	26.0	27.9	32.0	36.8	39.4	42.2	48.5	52.0	55.7	59.7	59.7
100	27.9	29.9	34.3	39.4	42.2	45.3	52.0	55.7	59.7	64.0	64.0
101	29.9	32.0	36.8	42.2	45.3	48.5	55.7	59.7	64.0	68.6	68.6
102	32.0	34.3	39.4	45.3	48.5	52.0	59.7	64.0	68.6	73.5	73.5
103	34.3	36.8	42.2	48.5	52.0	55.7	64.0	68.6	73.5	78.8	78.8
104	36.8	39.4	45.3	52.0	55.7	59.7	68.6	73.5	78.8	84.4	84.4
105	39.4	42.2	48.5	55.7	59.7	64.0	73.5	78.8	84.4	90.5	90.5
106	42.2	45.3	52.0	59.7	64.0	68.6	78.8	84.4	90.5	97.0	97.0
107	45.3	48.5	55.7	64.0	68.6	73.5	84.4	90.5	97.0	104	104
108	48.5	52.0	59.7	68.6	73.5	78.8	90.5	97.0	104	111	111
109	52.0	55.7	64.0	73.5	78.8	84.4	97.0	104	111	119	119
110	55.7	59.7	68.6	78.8	84.4	90.5	104	111	119	128	128
111	59.7	64.0	73.5	84.4	90.5	97.0	111	119	128	137	137
112	64.0	68.6	78.8	90.4	97.0	104	119	128	137	147	147
113	64.6	73.5	84.4	97.0	104	111	128	137	147	158	158
114	73.5	78.8	50.5	104	111	119	137	147	158	169	169
115	78.8	84.4	97.0	111	119	128	147	158	169	181	181
116	84.4	90.5	104	119	128	137	158	169	181	194	194
117	90.5	97.6	111	128	137	147	169	181	194	208	208
118	97.0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

SPL	三分之一倍频带中心频率 赫(C/S)										
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832
138	398	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911
150	891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048

SPL	三分之一倍频带中心频率 (赫 C/S)												
	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
4								0.10		0.10			
5							0.10	0.11	0.10				
6							0.11	0.12	0.11				
7							0.13	0.14	0.13	0.10			
8							0.14	0.16	0.14	0.11			
9						0.10	0.16	0.17	0.16	0.14			
10						0.11	0.17	0.19	0.18	0.16	0.10		
11						0.13	0.19	0.22	0.21	0.18	0.12		
12					0.10	0.14	0.22	0.24	0.24	0.21	0.14		
12					0.11	0.16	0.24	0.27	0.27	0.24	0.16		
14					0.13	0.18	0.27	0.30	0.30	0.27	0.19		
15				0.10	0.14	0.21	0.30	0.33	0.33	0.30	0.22		
16	0.10	0.10	0.10	0.11	0.16	0.24	0.33	0.35	0.35	0.33	0.26		
17	0.11	0.11	0.11	0.13	0.18	0.27	0.35	0.38	0.38	0.35	0.30	0.10	
18	0.13	0.13	0.13	0.15	0.21	0.30	0.38	0.41	0.41	0.38	0.33	0.12	
19	0.14	0.14	0.14	0.17	0.24	0.33	0.41	0.45	0.45	0.41	0.36	0.14	
20	0.16	0.16	0.16	0.20	0.27	0.36	0.45	0.49	0.49	0.45	0.39	0.17	
21	0.18	0.18	0.18	0.23	0.30	0.39	0.49	0.53	0.53	0.46	0.42	0.21	0.10
22	0.21	0.21	0.21	0.26	0.33	0.42	0.53	0.57	0.57	0.53	0.46	0.25	0.11
23	0.24	0.24	0.24	0.30	0.36	0.46	0.57	0.62	0.62	0.57	0.50	0.30	0.13
24	0.27	0.27	0.27	0.33	0.40	0.50	0.62	0.67	0.67	0.62	0.55	0.33	0.15
25	0.30	0.30	0.30	0.35	0.43	0.55	0.67	0.73	0.73	0.67	0.60	0.36	0.17
26	0.33	0.33	0.33	0.38	0.48	0.60	0.73	0.79	0.79	0.73	0.65	0.39	0.20
27	0.35	0.35	0.35	0.41	0.52	0.65	0.79	0.85	0.85	0.79	0.71	0.42	0.23
28	0.38	0.38	0.38	0.45	0.57	0.71	0.85	0.92	0.92	0.85	0.77	0.46	0.26

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

SPL	三分之一倍频带中心频率 (赫 C/S)												
	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
29	0.41	0.41	0.41	0.49	0.63	0.77	0.92	1.00	1.00	0.92	0.84	0.50	0.30
30	0.45	0.45	0.45	0.53	0.69	0.84	1.00	1.07	1.07	1.00	0.92	0.55	0.33
31	0.49	0.49	0.49	0.57	0.76	0.92	1.07	1.15	1.15	1.07	1.00	0.60	0.37
32	0.53	0.53	0.53	0.62	0.83	1.00	1.15	1.23	1.23	1.15	1.07	0.65	0.41
33	0.57	0.57	0.57	0.67	0.91	1.07	1.23	1.32	1.32	1.23	1.15	0.71	0.45
34	0.62	0.62	0.62	0.73	1.00	1.15	1.32	1.41	1.41	1.32	1.23	0.77	0.50
35	0.67	0.67	0.67	0.79	1.07	1.23	1.41	1.51	1.51	1.41	1.32	0.84	0.55
36	0.73	0.73	0.73	0.85	1.15	1.32	1.51	1.62	1.62	1.51	1.41	0.92	0.61
37	0.79	0.79	0.79	0.92	1.23	1.41	1.62	1.74	1.74	1.62	1.51	1.00	0.67
38	0.85	0.85	0.85	1.00	1.32	1.51	1.74	1.86	1.86	1.74	1.62	1.10	0.74
39	0.92	0.92	0.92	1.07	1.41	1.62	1.86	1.99	1.99	1.86	1.74	1.21	0.82
40	1.00	1.00	1.00	1.15	1.51	1.74	1.99	2.14	2.14	1.99	1.86	1.34	0.90
41	1.07	1.07	1.07	1.23	1.62	1.86	2.14	2.29	2.29	2.14	1.99	1.48	1.00
42	1.15	1.15	1.15	1.32	1.74	1.99	2.29	2.45	2.45	2.29	2.14	1.63	1.10
43	1.23	1.23	1.23	1.41	1.86	2.14	2.45	2.63	2.63	2.45	2.29	1.79	1.21
44	1.32	1.32	1.32	1.52	1.99	2.29	2.63	2.81	2.81	2.63	2.45	1.99	1.34
45	1.41	1.41	1.41	1.62	2.14	2.45	2.81	3.02	3.02	2.81	2.63	2.14	1.48
46	1.52	1.52	1.52	1.74	2.29	2.63	3.02	3.23	3.23	3.02	2.81	2.29	1.63
47	1.62	1.62	1.62	1.87	2.45	2.81	3.23	3.46	3.46	3.23	3.02	2.45	1.79
48	1.74	1.74	1.74	2.00	2.63	3.02	3.46	3.71	3.71	3.46	3.23	2.63	1.98
49	1.87	1.87	1.87	2.14	2.81	3.23	3.71	3.97	3.97	3.71	3.46	2.81	2.18
50	2.00	2.00	2.00	2.30	3.02	3.46	3.97	4.26	4.26	3.97	3.71	3.02	2.40
51	2.14	2.14	2.14	2.46	3.23	3.71	4.26	4.56	4.56	4.26	3.97	3.23	2.63
52	2.30	2.30	2.30	2.64	3.46	3.97	4.56	4.89	4.89	4.56	4.26	3.46	2.81
53	2.46	2.46	2.46	2.83	3.71	4.26	4.69	5.24	5.24	4.89	4.56	3.71	3.02
54	2.64	2.64	2.64	3.03	3.97	4.56	5.24	5.61	5.61	5.24	4.89	3.97	3.23
55	2.83	2.83	2.83	3.25	4.26	4.89	5.61	6.01	6.01	5.61	5.24	4.26	3.46
56	3.03	3.03	3.03	3.48	4.56	5.24	6.01	6.44	6.44	6.01	5.61	4.56	3.71
57	3.25	3.25	3.25	3.73	4.89	5.61	6.44	6.90	6.90	6.44	6.01	4.89	3.97
58	3.48	3.48	3.48	4.00	5.24	6.01	6.90	7.39	7.39	6.90	6.44	5.24	4.26
59	3.73	3.73	3.73	4.29	5.61	6.44	7.39	7.92	7.92	7.39	6.90	5.61	4.56
60	4.00	4.00	4.00	4.59	6.01	6.90	7.92	8.49	8.49	7.92	7.39	6.01	4.89
61	4.29	4.29	4.29	4.92	6.44	7.39	8.49	9.09	9.09	8.49	7.92	6.44	5.24
62	4.59	4.59	4.59	5.28	6.90	7.92	9.09	9.74	9.74	9.09	8.49	6.90	5.61
63	4.92	4.92	4.92	5.66	7.39	8.49	9.74	10.4	10.4	9.74	9.09	7.39	6.01
64	5.28	5.28	5.28	6.06	7.92	9.09	10.4	11.2	11.2	10.4	9.74	7.92	6.44
65	5.66	5.66	5.66	6.50	8.49	9.74	11.2	12.0	12.0	11.2	10.4	8.49	6.90
66	6.06	6.06	6.06	6.96	9.09	10.4	12.0	12.8	12.8	12.0	11.2	9.09	7.39
67	6.50	6.50	6.50	7.46	9.74	11.2	12.8	13.8	13.8	12.8	12.0	9.74	7.92
68	6.96	6.96	6.96	8.00	10.4	12.0	13.8	14.7	14.7	13.8	12.8	10.4	8.49
69	7.46	7.46	7.46	8.57	11.2	12.8	14.7	15.8	15.8	14.7	13.8	11.2	9.09
70	8.00	8.00	8.00	9.19	12.0	13.8	15.8	16.9	16.9	15.8	14.7	12.0	9.74
71	8.57	8.57	8.57	9.85	12.8	14.7	16.9	18.1	18.1	16.9	15.8	12.8	10.4
72	9.19	9.19	9.19	10.6	13.8	15.8	18.1	19.4	19.4	18.1	16.9	13.8	11.2
73	9.85	9.85	9.85	11.3	14.7	16.9	19.4	20.8	20.8	19.4	18.1	14.7	12.0
74	10.6	10.6	10.6	12.1	15.8	18.1	20.8	22.3	22.3	20.8	19.4	15.8	12.8
75	11.3	11.3	11.3	13.0	16.9	19.4	22.3	23.9	23.9	22.3	20.8	16.9	13.8
76	12.1	12.1	12.1	13.9	18.1	20.8	23.9	25.6	25.6	23.9	22.3	18.1	14.7
77	13.0	13.0	13.0	14.9	19.4	22.3	25.6	27.4	27.4	25.6	23.9	19.4	15.8
78	13.9	13.9	13.9	16.0	20.8	23.9	27.4	29.4	29.4	27.4	25.6	20.8	16.9

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

SPL	三分之一倍频带中心频率 (赫 C/S)												
	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
79	14.9	14.9	14.9	17.1	22.3	25.6	29L4	31.5	31.5	29.4	27.4	22.3	18.1
80	16.0	16.0	16.0	18.4	23.9	27.4	31.5	33.7	33.7	31.5	29.4	23.9	19.4
81	17.1	17.1	17.1	19.7	25.6	29.4	33.7	36.1	36.1	33.7	31.5	25.6	20.8
82	18.4	18.4	18.4	21.1	27.4	31.5	36.1	38.7	38.7	36.1	33.7	27.4	22.3
83	19.7	19.7	19.7	22.6	29.4	33.7	38.7	41.5	41.5	38.7	36.1	29.4	23.9
84	21.1	21.1	21.1	24.3	31.5	36.1	41.5	44.4	44.4	41.5	38.7	31.5	25.6
85	22.6	22.6	22.6	26.0	33.7	38.7	44.4	47.6	47.6	44.4	41.5	33.7	27.4
86	24.3	24.3	24.3	27.9	36.1	41.5	47.6	51.0	51.0	47.6	44.4	36.1	29.4
87	26.0	26.0	26.0	29.9	38.7	44.4	51.0	54.7	54.7	51.0	47.6	38.7	31.5
88	27.9	27.9	27.9	32.0	41.5	47.6	54.7	58.6	58.6	54.7	51.0	41.5	33.7
89	29.9	29.9	29.9	34.3	44.4	51.0	58.6	62.7	62.7	58.6	54.7	44.4	36.1
90	32.0	32.0	32.0	36.8	47.6	54.7	62.7	67.2	67.2	62.7	58.6	47.6	38.7
91	34.3	34.3	34.3	39.4	51.0	58.6	67.2	72.6	72.6	67.2	62.7	51.0	41.5
92	36.8	36.8	36.8	42.2	54.7	62.7	72.0	77.2	77.2	72.0	67.2	54.7	44.4
93	39.4	39.4	39.4	45.3	58.6	67.2	77.2	82.7	82.7	77.2	72.0	58.6	47.6
94	42.2	42.2	42.2	48.5	62.7	72.0	82.7	88.6	88.6	82.7	77.2	62.7	51.0
95	45.3	45.3	45.3	52.0	67.2	77.2	88.6	94.9	94.9	88.6	82.7	67.2	54.7
96	48.5	48.5	48.5	55.7	72.0	82.7	94.9	102	102	94.9	88.6	72.0	58.6
97	52.0	52.0	52.0	59.7	77.2	88.6	102	109	109	102	94.9	77.2	62.7
98	55.7	55.7	55.7	64.0	82.7	94.9	109	117	117	105	102	82.7	67.2
99	59.7	59.7	59.7	68.6	88.6	102	117	125	125	117	109	88.6	72.0
100	64.0	64.0	64.0	73.5	94.9	109	125	134	134	125	117	94.9	77.2
101	68.6	68.6	68.6	78.8	102	117	134	144	144	134	125	102	82.7
102	73.5	73.5	73.5	84.4	109	125	144	154	154	144	134	109	88.6
103	78.8	78.8	78.8	90.5	117	134	154	165	165	154	144	117	94.9
104	84.4	84.4	84.4	97.0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	90.5	90.5	90.5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	97.0	97.0	97.0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	109	154	125
108	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	128	128	128	137	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	158	158	158	181	233	267	307	329	329	307	286	233	189
114	169	169	169	194	249	286	329	352	352	329	307	249	203
115	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286
120	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	416	416	416	479	611	702	806	863	863	806	732	611	497
128	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

SPL	三分之一倍频带中心频率 (赫 C/S)												
	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
129	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	606	655
132	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	606
135	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1197	925
137	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	1098	1098	1098	1261	1606	1844					1975	1606	1306
142	1176	1176	1176	1351	1721	1975						1721	1399
143	1261	1261	1261	1448	1844							1844	1499
144	1351	1351	1351	1552	1975							1975	1606
145	1448	1448	1448	1664									1721
146	1552	1552	1552	1783									1844
147	1664	1664	1664	1911									1975
148	1783	1783	1783	2048									
149	1911	1911	1911										
150	2048	2048	2048										

第 B36.5 条 频谱不规则性修正

在频谱中有明显不规则性的噪声(例如, 离散频率分量或纯音)必须用按下述步骤计算出的修正因子  $C_k$  来进行修正:

(a)第一步 取 80 赫三分之一倍频带的修正声压级作为开始, 按下述方法计算其余三分之一倍频程中声压级的变化(或斜率)。

$$s(3, k) = \text{无值}$$

$$s(4, k) = \text{SPL}(4, k) - \text{SPL}(3, k)$$

.

.

.

$$S(i, k) = \text{SPL}(i, k) - \text{SPL}[(i-1), k]$$

.

.

.

$$S(24, k) = \text{SPL}(24, k) - \text{SPL}(23, k)$$

(b)第二步 圈出斜率变化的绝对值大于 5 的斜率  $S(i, k)$  值, 即:

$$|\Delta S(i, k)| = |S(i, k) - S[(i-1), k]| > 5$$

(c)第三步

(1)如果圈出的斜率  $S(i, k)$  值为正, 且在代数值上大于斜率  $S[(i-1), k]$ , 则圈出  $\text{SPL}(i, k)$ 。

(2)如果圈出的斜率  $S(i, k)$  的数值为零或负, 且  $S[(i-1), k]$  为正, 则圈出  $\text{SPL}[(i-1), k]$ 。

(3)对于所有其它情况，则不必圈出相应的声压级。

(d)第四步 略去第三步所圈出的所有  $SPL(i, k)$ ，按如下所示，计算出新声压级  $SPL'(i, k)$ ;

(1)对未圈出的声压级，令新声压级等于原先的声压级，即  $SPL'(i, k)=SPL(i, k)$ ;

(2)对于 1 至 23 频段中被圈的声压级，使新声压级等于前后声压级的算术平均值，即：

$$SPL'(i, k)=\frac{1}{2}\{SPL[(i-1), k]+SPL[(i+1), k]\}$$

(3)如最高频段( $i=24$ )的声压级被圈出，令该频段的新声级等于：

$$SPL'(24, k)=SPL(23, k)+S(23, k)$$

(e)第五步 包括假设的第 25 频段在内，按下列方法重新计算新斜率  $S'(i, k)$ ：

$$S'(3, k)=S'(4, k)$$

$$S'(4, k)=SPL'(4, k)-SPL'(3, k)$$

.

.

.

$$S'(i, k)=SPL'(i, k)-SPL'[(i-1), k]$$

.

.

.

$$S'(24, k)=SPL'(24, k)-SPL'(23, k)$$

$$S'(25, k)=S'(24, k)$$

(f)第六步 对从序号  $i$  3 至 23 的频段，按下述公式，计算三个相邻斜率值的算术平均值：

$$S(i, k)=\frac{1}{3}\{S'(i, k)+S'[(i+1), k]+S'[(i+2), k]\}$$

(g)第七步 从第 3 频段起至 24 频段止，按下述公式，计算最后调整的三分之一频段声压级  $SPL''(i, k)$ ：

$$SPL''(3, k)=SPL(3, k)$$

$$SPL''(4, k)=SPL''(3, k)+S(3, k)$$

.

.

.

$$SPL''(i, k)=SPL''[(i-1), k]+S[(i-1), k]$$

.

.

.

$$SPL''(24, k)=SPL''(23, k)+S(23, k)$$

(h)第八步 按下述公式，计算原声压级和经调整的声压级之差  $F(i, k)$ ：

$$F(i, k)=SPL(i, k)-SPL''(i, k)$$

仅记下大于  $1\frac{1}{2}$  的值。

(i)第九步 根据声压级差  $F(i, k)$ 和表 B2, 对 24 个三分之一倍频程确定纯音修正因子。

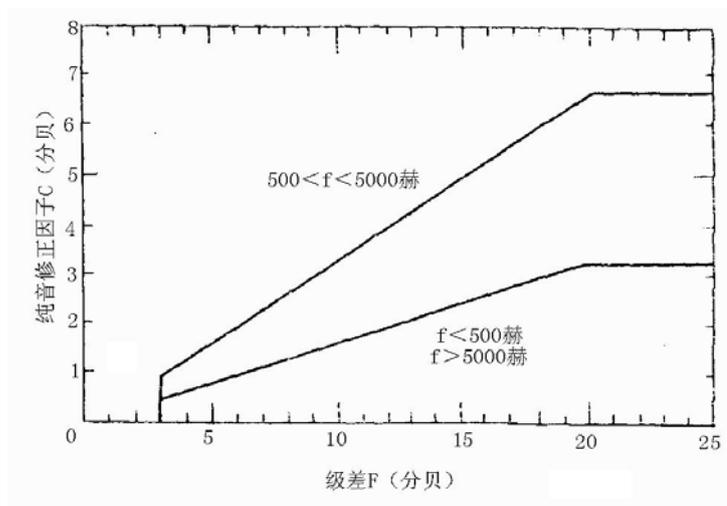


表 B2 纯音修正因子

频率(Hz)	级差 F(dB)	纯音修正因子 C(dB)
$50 \leq f < 500$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$
$500 \leq f \leq 5,000$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$2F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6\frac{2}{3}$
$5,000 < f \leq 10,000$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$

\*见第八步

(j)第十步 将第九步中所决定的纯音修正因子中的最大值标为  $C(k)$ 。表 B3 是纯音修正步骤示例。

表 B3 涡轮风扇发动机纯音修正计算示例

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
频段 (i)	f 赫	SPL 分贝	S 分贝 第一步	$ \Delta S $ 分贝 第二步	SPL' 分贝 第四步	S' 分贝 第五步	$\vec{S}$ 分贝 第六步	SPL'' 分贝 第七步	F 分贝 第八步	C 分贝 第九步
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	-8	$-2\frac{1}{3}$	70	—	—

中国民用航空规章第 36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

4	100	62	-8	—	62	$+3\frac{1}{3}$	$3\frac{1}{3}$	$67\frac{2}{3}$	—	
5	125	⑦⑩	+⑧	16	71	+9	$+6\frac{2}{3}$	71	—	
6	160	80	+10	2	80	+9	$+2\frac{2}{3}$	$77\frac{2}{3}$	$2\frac{1}{3}$	
7	200	82	+②	8	82	+2	$-1\frac{1}{3}$	$80\frac{1}{3}$	$1\frac{2}{3}$	
8	250	⑧③	+1	1	79	-3	$-1\frac{1}{3}$	79	4	$\frac{2}{3}$
9	315	76	-⑦	8	76	-3	$\frac{1}{3}$	$77\frac{2}{3}$	—	
10	400	⑧⑩	+④	11	78	+2	+1	78	2	
11	500	80	0	4	80	+2	0	79	1	
12	630	79	-1	1	79	-1	0	79	—	
13	800	78	-1	0	78	-1	-	$\frac{1}{3}$	70	—
14	1000	80	+2	3	80	+2	$-\frac{2}{3}$	$78\frac{2}{3}$	$1\frac{1}{3}$	
15	1250	78	-2	4	78	-2	$-\frac{1}{3}$	78	—	
16	1600	76	-2	0	76	-2	$+\frac{1}{3}$	$77\frac{2}{3}$	—	
17	2000	79	+3	5	79	+3	+1	78	1	
18	2500	⑧⑤	+6	3	79	0	$-\frac{1}{3}$	79	6	2
19	3150	79	-⑥	12	79	0	$-2\frac{2}{3}$	$78\frac{2}{3}$	$\frac{1}{3}$	0
20	4000	78	-1	5	78	-1	$-6\frac{1}{3}$	76	2	
21	5000	71	-⑦	6	71	-7	-8	$69\frac{1}{3}$	$1\frac{1}{3}$	
22	6300	60	-11	4	60	-11	$-8\frac{2}{3}$	$61\frac{2}{3}$	—	
23	8000	54	-6	5	54	-6	-8	53	1	0
24	1000	45	-9	3	45	-9	—	45	—	
						-9				

表 B4 呐值数学表达式的常数

Band (i)	f Hz	SPL (a)	SPL (b)	SPL (c)	SPL (d)	SPL (e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)
1	50	91.0	64	52	49	55	0.043478	0.030103	0.079520	0.058098
2	63	85.9	60	51	44	51	0.040570		0.068150	..
3	80	87.3	56	49	39	46	0.036831		..	0.052288
4	100	79.9	53	47	34	42	..		0.059640	0.047534

5	125	79.8	51	46	30	39	0.035336		0.053013	0.043573
6	160	76.0	48	45	27	36	0.033333			..
7	200	74.0	46	43	24	33	..			0.040221
8	250	74.9	44	42	21	30	0.032051			0.037349
9	315	94.6	42	41	18	27	0.030675	0.030103		0.034859
								—		
10	400	∞	40	40	16	25	0.030103			
11	500		40	40	16	25				
12	630		40	40	16	25				
13	800		40	40	16	25				
14	1000		40	40	16	25			0.053013	
15	1250		38	38	15	23	0.030103	不适用	0.059640	0.034859
16	1600		34	34	12	21	0.029960		0.053013	0.040221
17	2000		32	32	9	18			..	0.037349
18	2500		30	30	5	15			0.047712	0.034859
19	3150		29	29	4	14			..	
20	4000		29	29	5	14			0.053013	
21	5000		30	30	6	15			..	0.034859
22	6300	∞	31	31	10	17	0.029960		0.068160	0.037349
23	8000	44.3	37	34	17	23	0.042285	0.029960	0.079520	..
24	10000	50.7	41	37	21	29	..	..	0.059640	0.043573

第一步	③(i)-③(i-1)	第六步	[⑦(i)+⑦(i+1)+⑦(i+2)]/3
第二步	④(i)-④(i-1)		
第三步	见说明	第七步	⑨(i-1)+⑧(i-1)
第四步	见说明	第八步	③(i)-⑨(i)
第五步	⑥(i)-⑥(i-1)	第九步	见表 B2

(k)把 C(k)值加上相应的 PNL(k)值, 就得出经纯音修正的感觉噪声级 PNL<sub>T</sub>(k)即:  
 $PNL_T(k) = PNL(k) + C(k)$

(l) 对于第 K 时刻上的任何第 i 个 1/3 倍频程, 如果因非实际纯音 (或实际纯音上附加的) 的某种因素 (或不属于飞机噪声的任何频谱不规则性) 对纯音修正因子的结果有质疑时, 可通过带宽比 1/3 倍频程更窄的滤波器做进一步的分析。如果该窄带分析证实了这种质疑, 则可以根据该分析, 确定对背景声压级的修正值  $SPL''(i, k)$ , 并用该修正值来计算对应于特定 1/3 倍频程的经修订的纯音修正因子  $F(i, k)$ 。

(m) 在 800 Hz 及其以下频率的 1/3 倍频程中, 由地面反射而引起的纯音可以从频谱不规则性的修正计算中略去。为了能够进行这种省略, 必须清楚地鉴别出那些与发动机噪声无关的膺音 (伪纯音)。这种鉴别可以通过将试验数据与平齐于地面的传声器所采集到的数据进行对比来作出, 或者在飞越噪声随时间变化的过程中, 通过观测纯音的多普勒频移特性来作出。这是由于膺音与地面反射有关, 在那些与地面反射的几何关系有关的频率上, 平齐于地面的传声器所给出的频谱形状与离地 1.2 米 (4 英尺) 高处传声器的频谱形状是能区别开的。而通过多普勒频移 (频率随时间的对称性变化) 能够作出这种辨别的原因在于, 对接近的信号多普勒频移会产生一个正的频率增量, 而对退离的信号多普勒频移将产生一个负的频率增量。800Hz 以上的膺音通常不会产生显著的纯音修正。然而, 为了一致起见, 每个纯音修正值都必须包括在频谱不规则性的计算中, 低于 800Hz 的纯音修正可以从频谱不规则性的修正中忽略, 但其 SPL 值必须包括在本附件第 36.13 条中所规定的响值计算中。

(n)在找出了每个飞越噪声过程中的 PNL<sub>TM</sub> 之后, 还必须找出前后各两段时间间隔

(每个间隔为 500 毫秒, 或 0.5 秒) 内最大纯音修正因子  $C(k)$  的对应频率, 以便确定因纯音频带分割在 PNLTM 处可能出现的纯音抑制现象。如果 PNLTM 处的  $C(k)$  值小于上述那五个相邻间隔内  $C(k)$  值的平均数, 则必须使用该平均的  $C(k)$  值来计算出一个新的 PNLTM 值。

### 第 B36.7 条 最大纯音修正感觉噪声级

(a) 最大纯音修正感觉噪声级 PNLTM 是根据本附件的第 B36.5 条算出的纯音修正感觉噪声级 PNLT(k) 中的最大计算值。

图 B2 是一个飞越噪声随时间变化的示例, 图中已明确标出最大值。 $\Delta t$  取 0.5 秒, 此时间间隔足够小, 可获得令人满意的噪声随时间的变化。

(b) 如果在频谱中没有明显的不规则性, 则本附件的第 B36.5 条的程序就是多余的。因为 PNLT(k) 将会等于 PNL(k)。在这种情况下, PNLTM 就是 PNL(k) 的最大值, 也就等于 PNLTM。

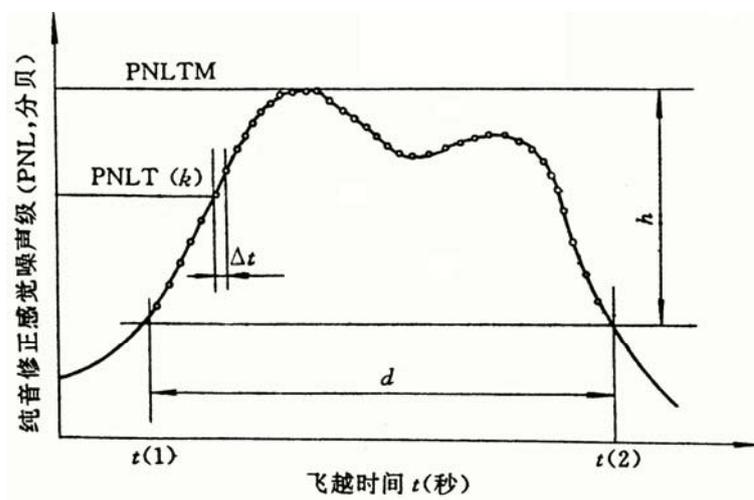


图 B2 纯音修正感觉噪声级为航空器飞越时间函数的示例

### 第 B36.9 条 持续时间的修正

持续时间修正因子 D 是用积分方法确定的, 方程如下:

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

式中 T 是规一化时间常数, PNLTM 为 PNLT 的最大值,  $t(1)$  和  $t(2)$  是有效噪声时间过程的起点和终点。

(a) 由于 PNLT 是根据 SPL 测量值计算来的, 一般而言, 其作为时间的函数还不会有直接明了的方程表达式。因此, 可用求和符号代替积分符号, 将方程改写为:

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

式中  $\Delta t$  为计算 PNLT(k) 所用的等时间增量的长度, d 为精确到 1.0 秒的时间间隔, 在这 d 时间间隔内, PNLT(k) 处于 PNLT 下一个给定的 h 值以内。

(b) 时间间隔取  $\Delta t$  0.5 秒已足够小, 可获得令人满意的感觉噪声随时间变化的曲线。但是申请者可以根据批准的时间起点和终点界限值和常数选择更短的时间间隔。

(c)在计算持续时间修正因子 D 时, T、 $\Delta t$ 、h 必须取下列数值:

T=10 秒

$\Delta t=0.5$  秒(或经批准的抽样时间间隔)

h=10 分贝

取以上数值时, 求 D 的公式变为:

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

式中整数 d 为比 PNLTM 小 10 分贝的那些点所决定的持续时间。

(d) 如果这些 10 分贝降内的点落在 PNLT(k)的计算值之间(常见情况), 则适用的持续时间的上下限就必须选取最靠近 PNLTM-10 界限的 PNLT(k) 值。当出现 PNLT(k)多于一个峰值的情况时, 必须选择适用的界限值, 使持续时间取最大的可能值。

(e) 如果这些 10 分贝降内各点小的 PNLT(k)值等于或小于 90PNdB, 则 d 值可取为 PNLT(k)在最初和最后等于 90PNdB 时所构成的时间间隔。。

(f) 飞机试验程序必须使飞越噪声与时间关系的记录中包括了所有这些 10 分贝降的点。

### 第 B36.11 条 有效感觉噪声级

(a)航空器飞越引起的主观上的总效应称为“有效感觉噪声级”, 用 EPNL 表示, 它等于纯音修正感觉噪声级的最大值 PNLTM 和持续时间修正因子 D 的代数和, 即:

$$\text{EPNL}=\text{PNLTM}+D$$

式中 PNLTM 和 D 是根据本附件第 B36.7 条和第 B36.9 条计算求得的。

(b)代入本附件第 B36.9 条有关 D 的方程, 上述方程可改写为:

$$\text{EPNL}=10\log\left\{\sum_{k=0}^{2d} \text{ant}[\text{PNLT}(k)/10]\right\}-13$$

(c) 在测试飞行期间, 如果观测到一个或更多个 PNLT 的峰值位于 PNLTM 的 2 分贝范围内, 则除了计算 PNLTM 的 EPNL 值外, 还必须计算每个峰值的 EPNL 值。如果其中的任何一个 EPNL 值超过了 PNLTM 对应的 EPNL 值, 则其中最大的超出量必须作为一项进一步的修正被加到由测量数据算得的 EPNL 上。

### 第 B36.13 条 呐(noy)表的数学表达

(a)表 B1 给出的声压级和感觉噪度之间的关系在图 B3 中表示。对给定的三分之一倍频带, 声压级 SPL 随  $\log(n)$  的变化可以用图 B3 上的直线来表示。

(1)直线的斜率为 M(b), M(c)和 M(d), 和 M(e);

(2)直线相交在 SPL 轴上的点为 SPL(b)和 SPL(c);

(3)间断同位点为 SPL(a)和  $\log n(a)$ ; SPL(d)和  $\log n=-1.0$ ; 以及 SPL(e)和  $\log n=\log(0.3)$ 。

(b) 该数学表达式为:

(1)  $\text{SPL} \geq \text{SPL}(a)$

$$n=\text{anti}\log [M(c) \times (\text{SPL}-\text{SPL}(c))]$$

(2)  $\text{SPL}(b) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(a)$

$$n=\text{anti}\log [M(b) \times (\text{SPL}-\text{SPL}(b))]$$

(3)  $\text{SPL}(e) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(b)$

$$n = \text{anti log} [M(e) \times (\text{SPL} - \text{SPL}(e))]$$

(4)  $\text{SPL}(d) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(e)$

$$n = 0.1 \text{anti log} [M(d) \times (\text{SPL} - \text{SPL}(d))]$$

(c)表 B4 列出了在计算感觉噪声度（其为声压级的函数）时所必需的重要常数。

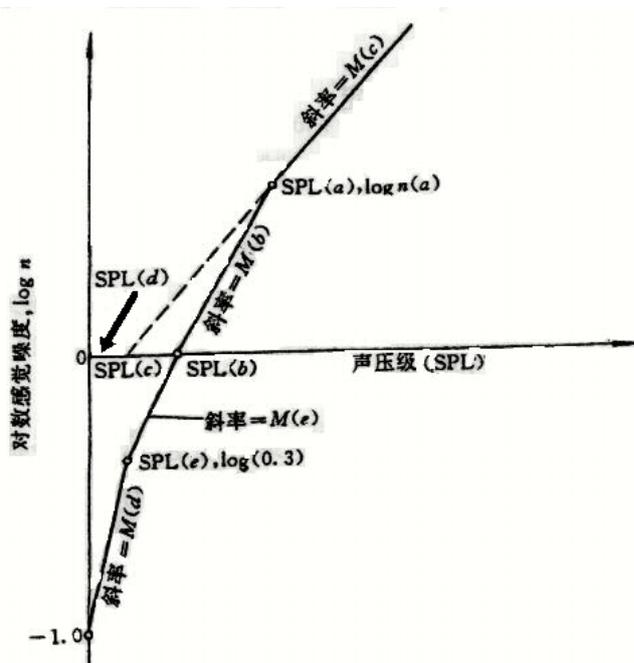


图 B3 感觉噪声度作为声压级的函数

### 附件 C 第 36.201 条 中的运输类和涡轮喷气式飞机的噪声级

第 C36.1 条 噪声测量与评定

第 C36.3 条 噪声测量点

第 C36.5 条 噪声级

第 C36.7 条 起飞基准和试验限制

第 C36.9 条 进场基准和试验限制

#### 第 C36.1 条 噪声测量和评定

必须分别按本规定附件 A 和附件 B 规定的，或按经批准的等效程序测得和评定的噪声级来表明与本附件相符。

#### 第 C36.3 条 噪声测量点

必须在下列测量点表明与第 C36.5 条的噪声级标准相符。

(a)起飞， 在跑道中心线的延长线上距起飞滑跑开始点 6500 米（21325 英尺）处；

(b)进场， 在跑道中心线的延长线上距跑道入口 2000 米（6562 英尺）处；

(c)边线， 在与跑道中心线的延长线相平行并距该延长线 450 米（1476 英尺）的边线上的一点，在该点飞机离地后的噪声级最大；但对装有三台以上涡轮喷气发动机的飞

机，为了证明符合第一阶段或第二阶段（取适用者）的噪声限制，此距离必须是 650 米（0.35 海里）。

### 第 C36.5 条 噪声级

(a)限制 除本节(b)的规定外，必须通过飞行试验表明，在第 C36.3 条中规定的测量点上，飞机的噪声级不超过以下数值(在不同重量之间需适当的内插)；

(1)第一阶段噪声限制 对于任何数量发动机的飞机的声学更改，其噪声级应符合本规定第 36.7 条(c)的规定。

(2)第二阶段噪声限制 对于任何数量发动机的飞机，规定如下：

(i)起飞 最大重量等于或大于 272000 公斤（600000 磅）为 108EPN 分贝，最大重量从 272000 公斤（600000 磅）每减一半，则减少 5EPN 分贝，直到最大重量为 34000 公斤（75000 磅）或更小时为 93EPN 分贝。

(ii)边线和进场 最大重量等于或大于 272000 公斤（600000 磅）为 108EPN 分贝；最大重量从 272000 公斤（600000 磅）每减一半，则减少 2EPN 分贝，直到最大重量等于或小于 34000 公斤（75000 磅）时为 102EPN 分贝。

(3)第三阶段噪声限制如下：

(i)起飞

(A)多于三台发动机的飞机 最大重量等于或大于 385000 公斤（850000 磅）时为 106EPN 分贝，最大重量从 385000 公斤（850000 磅）每减一半则减少 4EPN 分贝，直到最大重量等于或小于 20247 公斤（44673 磅）时为 89EPN 分贝。

(B)三台发动机的飞机 最大重量等于或大于 385000 公斤（850000 磅）时为 104EPN 分贝，最大重量从 385000 公斤（850000 磅）每减一半，则减少 4EPN 分贝，直到最大重量等于或小于 28675 公斤（63177 磅）时为 89EPN 分贝。

(C)少于三台发动机的飞机 最大重量等于或大于 385000 公斤（850000 磅）时为 101EPN 分贝，最大重量从 385000 公斤（850000 磅）每减一半则减少 4EPN 分贝，直到最大重量等于或少于 41895 公斤（106250 磅）时为 89EPN 分贝。

(ii)边线 任何数量发动机的飞机：最大重量等于或大于 470000 公斤（882000 磅）时，为 103EPN，最大重量从 470000 公斤（882000 磅）每减一半，则减少 2.56EPN 分贝，直到最大重量等于或小于 35018 公斤（77200 磅）时为 94EPN 分贝。

(iii)进场 任何数量发动机的飞机：最大重量等于或大于 280000 公斤（617300 磅）时，为 105EPNdB，最大重量从 280000 公斤（617300 磅）每减一半，则减少 2.33EPN 分贝，直到最大重量等于或小于 35018 公斤（77200 磅）时为 98EPN 分贝。

(B)综合评定 除本规定第 36.7 条(c)(1)及 36.7 条(d)(1)(i)(B)中所限制的范围外，在本附件第 C36.3 条规定的一个或两个测量点处，本节(a)所规定的噪声级限制可以超过，如果：

(1)超出值的总和不大于 3EPN 分贝

(2)超出值均不大于 2EPN 分贝；且

(3)所有超出值完全被在其它所要求的测量点处的降低值所抵销。

### 第 C36.7 条 起飞基准和试验限制

(a)本节适用于为表明与本规定相符而按本附件进行的所有起飞噪声试验。

(b)从起飞滑跑开始，至爬升到距跑道至少下列高度，必须使用起飞功率或推力：

(1)对于第一阶段飞机和对于未装涵道比等于或大于 2 的涡轮喷气发动机的第二阶段飞机, 适用的高度为:

(i)对于多于三台涡轮喷气发动机的飞机: 214 米(700 英尺)。

(ii)对于所有其它飞机: 305 米(1000 英尺)

(2)对装有涵道比等于或大于 2 的涡轮喷气发动机的第二阶段飞机和第三阶段的飞机, 适用的高度为:

(i)对于多于三台涡轮喷气发动机的飞机: 210 米(689 英尺)。

(ii)对于三台涡轮喷气发动机的飞机: 260 米(835 英尺)。

(iii)对于少于三台涡轮喷气发动机的飞机: 300 米(984 英尺)。

(iv)对于未装涡轮喷气发动机的飞机: 305 米(1000 英尺)。

(c)达到本节(b)规定的高度时, 功率或推力不得降到低于单发停车时保持平飞所需要的功率或推力, 或为保持 4%的爬升梯度所需要的功率或推力, 两者中取较大者。

(d)除可以收上起落架外, 在整个起飞噪声试验过程中, 必须保持由申请者选择的不变的起飞形态。

(e)对于亚音速飞机, 适用规定如下:

(1)亚音速飞机的试验日速度和声学日基准速度, 必须根据飞机型号合格审定基础确定, 在下述两者中取较大值:  $V_2+19$  千米/小时(10 海里/时)的最小批准值; 或者对装有涡轮发动机的飞机为 10.7 米(35 英尺)而对装有活塞发动机的飞机为 15 米(50 英尺)高度上所有发动机工作时的飞行速度。这些试验必须在试验日速度  $\pm 5.6$  千米/时( $\pm 3$  海里/时)的条件下进行。在试验日速度下测得的噪声值必须修正到声学日基准速度下的值。

[ (2)备用]

(3)如果跑道在起飞方向上有负的坡度, 则性能数据和声学数据必须修正到零斜率条件下之值。

### 第 C36.9 条 进场基准和试验限制

(a)本节适用于为表明与本规定相符而进行的所有进场试验。

(b)飞机形态必须是用于表明符合飞机型号合格审定基础的适航规章中有关着陆要求的那种形态。如果在表明符合型号合格审定基础中的着陆要求时采用了一种以上形态, 则必须使用从噪声观点来看最为临界的那个形态。

(c)必须以稳定的  $3^\circ \pm 0.5^\circ$  的下滑角进场, 保持飞机形态不变, 直到正常接地。

(d)所有发动机必须以大约同样的功率或推力工作。

(e)对于亚音速飞机, 适用的规定如下:

(1)对于亚音速飞机, 必须在进场测量点上方确立并保持一稳定的进场速度, 即在下列两者中取较大者:  $1.30V_S+19$  千米/时( $1.30V_S+10$  海里/时)或根据构成飞机型号合格审定基础的适航规章确立经批准的着陆距离时所使用的速度。

[ (2)备用]

(3)整个进场噪声试验过程中的速度容差可取为  $\pm 5.6$  千米/时( $\pm 3$  海里/时)

[附件 D~E(备用)]

### 附件 F 对螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机在 1988 年 11 月 17 日以前合格审定试验的飞越噪声要求

A 部分 总则

第 F36.1 条 范围

B 部分 噪声测量

- 第 F36.101 条 一般试验条件
- 第 F36.103 条 声学测量系统
- 第 F36.105 条 感测、记录和重放设备
- 第 F36.107 条 噪声测量程序
- 第 F36.109 条 数据记录、报送和批准
- 第 F36.111 条 飞行程序

C 部分 数据修正

- 第 F36.201 条 数据的修正
- 第 F36.203 条 结果的有效性

D 部分 噪声限制

第 F36.301 条 航空器的噪声限制

A 部分 总则

第 F 36.1 范围

对第 36.1 条和第 36.501 条(b)中规定的螺旋桨小飞机,本附件规定噪声级限度和数据测量以及修正程序。

B 部分 噪声测量

第 F36.101 条 一般试验条件

(a)试验区必须是较平坦的地形,没有那些吸声特性过大的茂密、高大的杂草或灌木、树林。在测量点位置上方,轴线垂直于地面,半锥角为 75° 的锥形空域内,不得有严重影响飞机声场的障碍物。

(b)试验必须在下列条件下进行

(1)不得有降雨。

(2)相对湿度不得高于 90%或低于 30%。

(3)高于地面 10 米(33 英尺)处,环境温度不得低于 5°C(41°F)或高于 30°C (86°F)。如果测量点在距离机场温度计为 1.83 千米(1 海里)的范围内,允许使用机场的报告温度。

(4)高出地面 10 米(33 英尺)处,报告的风速不得超过 19 千米/小时(10 海里/时)。若报告的风速大于 7 千米/小时(4 海里/时),则飞行方向与风向的夹角必须在±15° 以内,并且顺风向和逆风向的飞行次数必须相同。如果测量点在距离机场的风速表 1.83 千米(1 海里)范围之内,允许使用机场报告的风速。

(5)在要求的测量点记录噪声时，没有使飞机噪声级引起明显改变的温度递增或异常的风的条件。

(6)飞行试验程序、测量设备和噪声测定程序必须经过中国民用航空总局批准。

(7)噪声评定用的声压级数据，必须使用符合本附件第 F36.103 条的声学设备来测量。

### 第 F36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由与下述设备等效的经过批准的设备组成：

(a)传声器系统，其频率响应应符合本附件第 F36.105 条中所规定的测量、分析系统的精度。

(b)三角架或相似的传声器支架，对于所测声音的干扰应最小。

(c)录放设备的特性、频率响应和动态范围应符合本附件第 F36.105 条规定的响应和精度要求。

(d)采用正弦波的声学校准器或声压级已知的宽带噪声声学校准器。如果采用宽带噪声，对于非过载信号级，必须用其平均值和最大的均方根(rms)值来表示。

### 第 F36.105 条 感测、记录和重放设备

(a)必须记录由飞机引起的噪声。磁带录音机是可以使用的。

(b)系统的特性必须符合国际电工技术委员会(IEC)出版物第 179 号题为“精密声级计”中的要求。该文件已按中国民用航空规章第 36.6 条引用。

(c)在 45~11200 赫频率范围内，整个系统对可觉察的等幅平面前进正弦波的响应，必须在 IEC 出版物第 179 号(1973 年版)规定的容差范围之内。

(d)如果因为设备动态范围的限制而有需要，则记录通道必须具有高频预矫及重放时的逆向去矫。预矫必须这样来进行：使 800~11200 赫之间的噪声信号的瞬间记录的声压级变化，在最大与最小三分之一倍频程带之间不超过 20 分贝。

(e)如果局方要求，则记录的噪声信号必须按 IEC 出版物第 179 号(1973 年版)规定，通过标有“慢”动态特性的“A”滤波器来判读。滤波器的输出信号必须送入有平方律检波及大约 1 秒或 800 毫秒充电放电时间常数的检波回路。

(f)设备必须用自由声场校准设备进行声学校准；并且当局方要求分析磁带记录时，分析设备必须按中国民用航空总局批准的方法进行电子学校准。

(g)当风速超过 11 千米/小时(6 海里/小时)必须在测量航空器噪声的全部过程中给传声器加上风罩。

### 第 F36.107 条 噪声测量程序

(a)传声器必须指向某一已知方向，以便它接收到的最大声音尽可能地 and 它所校准的方向相一致。传声器的敏感元件必须高出地面约 1.2 米(4 英尺)。

(b)为了检查系统的灵敏度和给声级数据分析提供声学基准级这两个目的，必须在每次试验前和试验后，立即在现场用声学校准器对系统进行有记录的声学校准。

(c)必须将系统的增益调到航空器噪声测量要用的级别对环境噪声包括声学背景噪声和测量系统的电噪声在试验现场进行记录和测定。假如航空器声压级未超过背景声压级至少 10 分贝(A)，则必须使用经批准的方法来修正背景声压级对测得的声压级的影响。

### 第 F36.109 条 数据记录、报送和批准

(a) 代表物理量的数据或对所测数据的修正均必须以永久的形式记载下来并附于记录上，但对标准设备响应偏差所作的测量修正不需报送。所有其它的修正都必须得到批准，必须估算为求得最后数据而作的每步运算中固有的各个单独误差。

(b) 凡应用符合本附件第 F36.105 条中所述技术要求的设备测得和修正的声压级，都必须报告。

(c) 用于测量和分析所有的声学、飞机性能和气象数据的设备类型都必须报送。

(d) 在本附件第 F36.101 条中规定的测量点上，每次试验前、试验后或试验期间，当即测得的下述大气数据必须报送：

(1) 空气温度和相对湿度；

(2) 最大、最小及平均风速。

(e) 对于当地地形、地面覆盖物及可能干扰录音的事件的评述，都必须报送。

(f) 必须报送以下飞机资料：

(1) 飞机、发动机和螺旋桨的型别、型号和序号(假若有的话)；

(2) 可能影响飞机噪声特性的任何改装或非标准设备；

(3) 最大审定起飞重量；

(4) 每次飞越测量点时的空速，以千米/小时表示。

(5) 每次飞越时，用每分钟转数和其它有关参数表示的发动机性能；

(6) 用已校准的航空器高度表、经过批准的照相技术或经过批准的追踪设备测得的以米表示的飞机高度；

(g) 必须以经过批准的能保证和本附件的试验程序及条件相符合的足够数量的采样速率，记录飞机的速度、位置和发动机的性能参数。

### 第 F36.111 条 飞行程序

(a) 证明符合本附件噪声级要求的试验，必须包含至少六次在测量位置上方的平飞，这些平飞当经过测量点上空时均应在  $300 \text{ 米} \begin{matrix} +10 \\ -30 \end{matrix}$  米 (  $985 \text{ 英尺} \begin{matrix} +30 \\ -100 \end{matrix}$  英尺 ) 的高度，偏离测量点上空在  $\pm 10^\circ$  的范围以内。

(b) 每次飞越试验必须在下述条件下进行：

(1) 功率必须不小于飞机飞行手册规定的、或经批准的手册资料、经批准的标牌或经批准的仪器标记的任意组合中所规定的正常使用范围内的最大功率。

(2) 必须以各螺旋桨转速相同、飞机处于巡航形态的稳定速度下飞行，但若在本段规定的功率状态下，飞机速度超过了平飞时允许的最大速度，则可以作加速飞行。

## C 部分 数据修正

### 第 F36.201 条 数据的修正

(a) 当温度超过  $20^\circ \pm 5^\circ\text{C}$  ( $68 \pm 9^\circ\text{F}$ ) 的范围或相对湿度低于 40% 时，必须将得到的噪声数据按中国民用航空总局批准的方法修正到  $25^\circ\text{C}$  ( $77^\circ\text{F}$ ) 和 70% 相对湿度。

(b) 必须使用本节(c)中规定的性能修正。修正量必须按本附件规定的方法来确定，并按代数和加到测得的值上。此修正量限于 5dB(A) 以内。

(c) 性能修正必须按以下公式计算：

$$\Delta\text{dB} = 49.6 - 201 \log_{10} \left\{ (3500 - D_{15}) \frac{R/c}{V_y} + 15 \right\}$$

$D_{15}$ —在最大审定起飞重量下起飞到 15 米（50 英尺）的距离(单位：米)

R/C—审定的最佳爬升率(单位：米/秒)

$V_y$ —最佳爬升率时的速度，它的单位与爬升率相同。

(d)当起飞到 15 米（50 英尺）高度时的距离未列为经批准的性能资料时，则单发飞机必须使用 610 米（2000 英尺），多发飞机必须使用 825 米（2700 英尺）。

### 第 F36.203 条 结果的有效性

(a)由试验结果必须得出平均的 dB(A)及其 90%的置信度。这里的噪声级就是对所有飞越测量点的有效试验飞行所作的经过修正的声学测量值的算术平均数。

(b)采样的次数必须足够多，以建立统计上不超过 $\pm 1.5\text{dB(A)}$ 的 90%置信度。除非得到中国民用航空总局的批准，在取平均时不可略去任何试验结果。

## D 部分 噪声限制

### 第 F36.301 条 航空器的噪声限制

(a)必须用本附件 B 部分和 C 部分中的规定所测得和修正的噪声数据来证明和本节相符合。

(b)重量等于或低于 600 公斤（1320 磅），噪声级不得超过 68 分贝(A)。若重量大于 600 公斤（1320 磅），小于或等于 1500 公斤（3300 磅），噪声限度以 1 分贝/75 公斤（1 分贝/165 磅）的比率线性增加，直到 1500 公斤（3300 磅）重量时为 80 分贝(A)；大于这个重量以后噪声限度保持为 80 分贝(A)的恒定值。

## 第 36 部附件 G

### 对螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机 在 1988 年 11 月 17 日或其后合格 审定试验的起飞噪声要求

## A 部分 总 则

### 第 G36.1 条 范围

## B 部分 噪声测量

第 G36.101 条 一般试验条件

第 G36.103 条 声学测量系统

第 G36.105 条 传感、记录及重放设备

第 G36.107 条 噪声测量程序

第 G36.109 条 数据记录，报送和批准

第 G36.111 条 飞行程序

## C 部分 数据修正

第 G36.201 条 试验结果的修正

第 G36.203 条 结果的有效性

## D 部分 噪声限制

### 第 G36.301 条 航空器的噪声限制

## A 部分 总 则

### 第 G36.1 条 范围

本附件对在第 36.1 条和第 36.501 条(c)规定的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机规定噪声级限度和测量噪声以及将这些数据修正到标准状态的程序。

## B 部分 噪声测量

### 第 G36.101 条 一般试验条件

(a)试验区必须是较平坦的地形,没有那些吸声特性过大的茂密、高大的杂草或灌木、树林。在测量点位置上方,轴线垂直于地面,半锥角为  $75^\circ$  的锥形空域内,不得有严重影响飞机声场的障碍物。

(b)试验必须在下列条件下进行:

(1)没有降雨

(2)环境大气温度在  $2^\circ\text{C}$  和  $35^\circ\text{C}$  之间 ( $36^\circ\text{F}$  和  $95^\circ\text{F}$ );

(3)相对湿度在 20%和 95%之间(含);

(4)风速不可超过 19 千米/小时 (10 节) 和侧风不可超过 9 千米/小时 (5 节),用 30 秒内平均数;

(5)在要求的测量点记录时,没有使飞机噪声级引起明显改变的温度递增或异常的风的条件。

(6)气象测量必须在地面以上 1.2 米 (4 英尺) 和 10 米 (33 英尺) 之间进行。若测量站在机场气象测量站 1.83 千米(1 海里)以内,可以用来自该气象站的数据。

(c)飞行试验程序,测量设备和噪声测量程序必须由中国民用航空总局批准。

(d)噪声评定用的声压级数据,必须使用符合本附件第 G36.103 条的声学设备来测得。

### 第 G36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由具有下述特性的经过批准的设备组成:

(a)传声器系统,其频率响应应符合本附件第 G36.105 条所规定的测量、分析系统的精度。

(b)三角架或相似的传声支架,对于所测音的干扰应最小。

(c)录放设备的特性、频率响应和动态范围应符合本附件第 G36.105 条所规定的响应和精度要求。

(d)采用正弦波的声学校准器或声压级已知的宽带噪声声学校准器。如果采用宽带噪声,对于非过载信号级,必须用其平均值和最大的均方根(rms)值来表示。

### 第 G36.105 条 感测、记录和重放设备

(a)必须记录由飞机引起的噪声。经批准的磁带录音机、图示声级记录仪或声级计是可接受的。

(b)系统的特性必须符合国际电工技术委员会(IEC)出版物第 651 号“声级计”和出版

物第 561 号“对飞机噪声合格审定电一声测量设备”的要求，该两文件已按本规定第 36.6 条引用。声级计必须符合 IEC 第 651 号文规定 I 型声级计要求。

(c)在 45~11200 赫频率范围内，整个系统对可觉察的等幅平面前进正弦波的响应，必须在 IEC 出版物第 651 号规定的容差范围之内。

(d)如果因为设备动态范围的限制而有需要，记录通道必须增加高频预矫及重放时的逆向去矫。预矫必须这样来进行：使 800~11200 赫之间的噪声信号的瞬间记录的声压级变化，在最大与最小三分之一倍频程带之间不超过 20dB。

(e)噪声输出信号必须按 IEC 出版物第 651 号文在标有“慢”动态特性的“A”滤波器上来判读。可以用图示声级记录仪、声级计或等效数字记录仪来记录。

(f)设备必须用自由声场校准设备进行声学校准。当局方要求分析磁带记录时则分析设备必须按中国民用航空总局批准的方法进行电子学校准。如果适用，必须按本规定附件 A 第 A36.3 条(e)的要求进行校准。

(g)当风速超过 9 千米/小时(5 节)，必须在测量航空器噪声的全部过程中给传声器加上风罩。

### 第 G36.107 条 噪声测量程序

(a)传声器必须是直径为 12.7 毫米的压力型，带有保护网格，安装于倒置的位置，使其传声器薄膜位于一个金属圆盘的上方 7 毫米，并于圆盘平行。这个涂了白漆的金属圆盘的直径必须是 40 厘米，并且至少厚 2.5 毫米，水平地并且与地面齐平地埋放在地上，圆盘的下方不得有空隙。传声器的位置必须在与试验飞机飞行路线垂直的圆盘半径上，距圆盘中心 3/4 半径处。

(b)为了检查系统的灵敏度和给声级数据分析提供声学基准级的目的，必须在每次试验前和试验后，立即在现场用声学校准器对系统作有记录的声学校准。如果用的是磁带记录仪或图示声级记录仪，必须利用粉红色噪声或随机假噪声对电系统的频响在试验期间所用满刻度读数一级的 10dB 之内进行确定。

(c)必须将系统的增益调到航空器噪声测量要用的级别对环境噪声包括声学背景噪声和测量系统的电噪声在试验现场进行记录和测定。假如航空器声压级未超过背景声压级至少 10dB(A)必须用更靠近开始起飞滑跑点的起飞测量点，并且用批准的方法把结果修正到基准测量点。

### 第 G36.109 条 数据记录、报送和批准

(a)代表物理量的数据或对所测数据的修正均必须以永久的形式记载下来并附于记录上，但对标准设备的响应偏差所作的测量修正不需报送。所有其它的修正都必须得到批准。必须估算为求得最后数据而作的每步运算中固有的各个单独误差。

(b)凡应用符合本附件第 G36.105 条中所述技术要求的设备测得和修正的声压级，都必须报告。

(c)用于测量和分析所有的声学、飞机性能和气象数据的设备类型都必须报送。

(d)在本附件第 G36.101 条中规定的测量点上，每次试验前、试验后或试验期间，当即测得的下述大气数据必须报送：

(1)环境温度和相对湿度；

(2)每次试验时的最大和平均风速以及风向；

(e)对于当地地形、地面覆盖物及可能干扰录音的事件的评述，都必须报送；

(f)必须用经批准的、不依赖正常飞行仪表的方法，如雷达跟踪、经纬仪三角定位或

光学定标技术确定航空器相对于基准飞行轨迹的位置。

(g)必须报送以下飞机资料:

(1)飞机、发动机和螺旋桨的型别、型号和序号(假如有的话);

(2)可能影响飞机噪声特性的任何改装或非标准设备;

(3)最大审定起飞重量;

(4)对于每次飞行试验,用正常校准过的仪表所确定的飞越测量点高度时的空速和环境温度;

(5)对于每次飞行试验,发动机性能参数诸如进气压力或功率、螺旋桨转速(rpm)和其它有关参数必须由正常校准过的仪表来测定。例如,当飞机装的是机械式转速表时,必须用一个精度在 $\pm 1\%$ 之内的独立装置,验证螺旋桨的转速。

(6)必须用批准的方法记录飞机飞越测量站正上方时为作本附件第 G36.201 条要求的修正所需要的空速、位置和性能数据。

### 第 G36.111 条 飞程序

(a)噪声测量点是位于跑道中心线的延长线上距起飞滑跑点 2500 米 (8200 英尺)处。飞机必须在垂直于测量点方向 $\pm 10^\circ$ 和在基准高度 $\pm 20\%$ 范围之内飞越测量点。飞行试验程序应以批准的最大起飞重量开始并且在每飞行一小时之后必须把重量调整到最大重量。每次飞行试验必须以最佳爬升率的指示空速  $V_y \pm 9$  千米/小时 (5 节) 进行。全部试验、测量和数据修正程序必须由中国民用航空总局批准。

(b)起飞基准飞行航迹必须按下列大气条件计算:

(1)1013.25mb(1013.25hpa)海平面大气压力;

(2)周围大气温度为  $15^\circ\text{C}$  ( $59^\circ\text{F}$ );

(3)相对湿度 70%;

(4)零风速;

(c)起飞基准飞行航迹必须按下列二个假设阶段计算:

(1)第一阶段;

(i)从松刹车点到跑道上方 15 米 (50 英尺) 高度点必须用起飞功率。

(ii)由申请方选择的恒定的起飞形态必须在本阶段保持不变,

(iii)在松开刹车时飞机的最大起飞重量必须是所请求作噪声合格审定的最大重量;

(iv)第一阶段长度必须与在水平的铺筑跑道上起飞的适航批准值相适应(或对于水上飞机则与相应值相适应)。

(2)第二阶段

(i)第二阶段开始相对应于第一阶段结束。

(ii)飞机必须是在起落架收起的爬升形态(如果可以收起),襟翼在第二阶段自始至终必须调定于相应的正常爬升位置。

(iii)飞机速度必须是最佳爬升率速度  $V_y$ 。

(iv)对可变桨距螺旋桨必须使用最大连续(安装后)功率和转速(rpm)。对固定桨距螺旋桨,在第二阶段自始至终发动机必须保持可能输出的最大功率和转速。

## C 部分 数据修正

### 第 G36.201 条 试验结果的修正

(a)这些修正考虑到下列影响:

- (1) 试验时的气象条件与基准条件之间的差别造成的大气吸声之差别。
- (2) 实际的飞机飞行航迹与基准飞行航迹之间噪声路径长度之差别。
- (3) 试验和基准条件之间的螺旋方向叶尖马赫数的变化。
- (4) 试验和基准条件之间发动机功率的变化。

(b) 当试验条件在图 G1 规定范围以外时所得的噪声数据需要作大气吸声修正。必须用中国民用航空总局批准的方法把适用范围之外的噪声数据修正到 15°C (59°F) 和 70% 相对湿度。

(c) 螺旋方向叶尖马赫数和功率按如下修正：

(1) 如果属下述情况，必须对螺旋方向叶尖马赫数和功率作修正：

(i) 螺旋桨是可变桨距型的，或

(ii) 螺旋桨是固定桨距型，但试验功率与基准功率之差不在基准功率的 5% 之内。

(2) 如果螺旋方向叶尖马赫数为以下情况，则不必作修正：

(i) 0.70 或以下，且试验的螺旋方向叶尖马赫数是在基准的螺旋方向叶尖马赫数 0.014 之内。

(ii) 大于 0.70 但等于或小于 0.80，且试验的螺旋方向叶尖马赫数是在基准的螺旋方向叶尖马赫数 0.007 之内。

(iii) 大于 0.80，且试验的螺旋方向叶尖马赫数是在基准的螺旋方向叶尖马赫数 0.005 之内。对机械式转速表，如果螺旋方向叶尖马赫数大于 0.80，且试验的螺旋方向叶尖马赫数是在基准的螺旋方向叶尖马赫数 0.008 之内。

(d) 当试验条件在规定条件之外，必须用批准的程序或下列简化程序作修正：

(1) 必须用加上等于下式的值来把测得的声级从试验日气象条件修正到基准条件：

$$\Delta (M) = (H_T \alpha - 0.7H_R) / 304.8$$

式中  $H_T$  为试验飞机在噪声测量点正上方飞过时的以米表示的高度， $H_R$  是在基准条件下以米表示的高度， $\alpha$  是试验日条件下在 500 赫处的吸声率，如机动车工程师协会(SAE) ARP866A 号文件所规定。该文件题为“评估飞机飞越噪声用的作为温度和湿度函数的大气吸声标准值”，已按本规定第 36.6 条引用。

(2) 必须用代数加法加上  $\Delta(1)$  的值来对高度修正测得的声级分贝数。当试验日条件在图 G1 规定范围之内时，

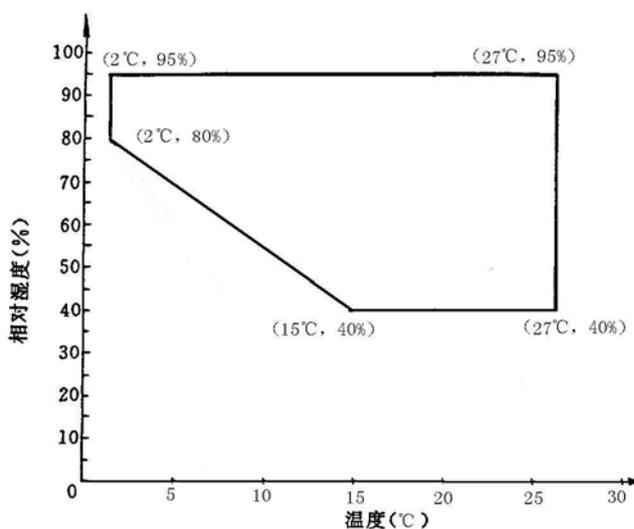
$$\Delta(1) = 221 \log(H_T/H_R)$$

式中  $H_T$  为试验飞机在噪声测量点正上方飞过时的高度， $H_R$  为基准高度。当试验日条件在图 G1 规定范围之外时，

$$\Delta(1) = 201 \log(H_T/H_R)$$

(3) 必须用代数加法加上  $\Delta(2)$  的值来对螺旋方向叶尖马赫数修正测得的声压级分贝数，

$$\Delta(2) = k \log(M_R/M_T)$$



## 图 G1 不需作吸声修正的测量值窗口

这里  $M_T$  和  $M_R$  分别代表试验和基准叶尖马赫数。常数  $k$  等于由声级测量值分贝(A)与叶尖马赫数关系曲线所得斜率。 $k$  值也可以从批准的数据中确定。当  $M_T$  小于  $M_R$  时  $K$  的标称值可以用 150。当  $M_T$  大于  $M_R$  时不得使用标称  $k$  值进行修正。基准螺旋方向叶尖马赫数  $M_R$  是相应于在测量点上方基准状态(转速、空速、温度)的马赫数。

(4)用分贝计算的测得的声级必须对发动机功率用代数方法加上一个增量等于下式的值来进行修正:

$$\Delta(3) = 171 \log(P_R/P_T)$$

这里  $P_T$  和  $P_R$  是分别代表试验和基准发动机功率。

## 第 G36.203 条 结果的有效性

(a)必须至少飞越测量点 6 次。必须由试验结果得出平均的噪声级(LAmax)值在 90% 的置信度范围以内。平均的噪声级就是对所有飞越测量点的有效试验飞行经过修正的声学测量值的算术平均数。

(b)采样的次数必须足够多,以建立统计上不超过  $\pm 1.5\text{dB(A)}$  的 90% 置信度。除非得到中国民用航空总局的批准,在取平均时不可略去任何试验结果。

## D 部分 噪声限制

## 第 G36.301 条 航空器的噪声限制

(a)必须用按本附件 B 部分和 C 部分的规定所测得和修正的噪声数据来证明和本节相符合。

(b)航空器重量等于或低于 600 公斤(1320 磅),噪声级不得超过 76 分贝(A)。若重量大于 600 公斤(1320 磅),噪声随飞机重量的对数线性地变化,重量每增大一倍,噪声增加 9.83 分贝(A)。直至达到 88 分贝(A),即保持不变直至 8618 公斤。

## 第 36 部附件 H

### 根据 H 章的直升机噪声要求

## A 部分 基准条件

第 H36.1 条 总则

第 H36.3 条 基准试验条件

第 H36.5 条 符号和单位

## B 部分 根据第 36.801 的噪声测量

第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

第 H36.103 条 起飞试验条件

第 H36.105 条 飞越试验条件

第 H36.107 条 进场试验条件

第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

第 H36.111 条 测得数据的报送与修正

第 H36.113 条 声的大气衰减

C 部分 根据第 36.803 的噪声评定和计算

第 H36.201 条 以 EPN 分贝为单位的噪声评定

第 H36.203 条 噪声级的计算

第 H36.205 条 详细的数据修正程序

D 部分 根据第 36.805 的噪声限制

第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算

[第 H36.303 条 备用]

第 H36.305 条 噪声级

A 部分 基准条件

第 H36.1 条 总则

本附件规定了第 36.1 条确定的直升机的噪声要求，包括：

(a)实施根据 H 章的直升机噪声合格审定试验所必须遵循的条件和在每个试验过程中根据第 36.801 条测量直升机噪声必须使用的测量程序；

(b)根据第 36.803 条将测得的数据修正到基准条件所必须使用的程序和计算以有效感觉噪声级(EPNL)为噪声评定量的程序；

(c)根据第 36.805 条必须表明符合性的噪声限制。

第 H36.3 基准试验条件

(a)大气条件 飞机位置，性能数据和噪声测量必须修正到下列的噪声合格审定基准大气条件，即假定此条件存在于地面到飞机的高度位置；

(1)海平面压力 76 厘米汞柱(2116Psf)

(2)环境温度为 25°C(77°F)

(3)相对湿度为 70%

(4)无风

(b)基准试验场地 基准试验场地为平整的，且处在包括 10 分贝降各点在内的航迹的视线上没有障碍物。

(c)起飞基准剖面

(1)图 H1 给出了一个典型的起飞剖面，其中包括基准条件。

(2)基准航迹定义为一条由起始点(距地面 20 米 (65 英尺) 高且在中心传声器位置前 500 米 (1640 英尺) 的点上)开始以  $\beta$  角向上倾斜的直线，此  $\beta$  角是由最低发动机性能的合格审定的最佳爬升率和  $V_y$  定义的。恒定的爬升角  $\beta$  值是由制造商的数据(中国民用航空总局批准的)导出的，用以确定基准条件的飞行剖面。恒定爬升角  $\beta$  由  $C_r$  开始，接着越过 A 站直到对应型号合格审定起飞航迹的终点(以  $I_r$  代表)。

(d)水平飞越基准剖面 D 点代表水平飞越基准剖面的开始(见图 H2),直升机以水平飞行从位置 D 接近，当在 A 点测量时直升机距地面 150 米(492 英尺)。空速稳定在  $0.9V_H$  或  $0.45V_H+120$  千米/小时 ( $0.45V_H+65$  节) 上，取两者之中较小的。在整个 10 分贝降的时间内旋翼稳定在最大连续 RPM 上。直升机水平越过 A 点，继续到达位置 J。

(e)为噪声合格审定  $V_H$  被定义为在有关最大合格审定重量上，使用在海平面，25°C 环境条件下可获得的最大连续功率相对应的最低规范发动机扭矩所得到的平飞状态的空

速。这样被定义的  $V_H$  值必须列在旋翼机飞行手册上。

(f)进场基准剖面

(1)图 H3 给出了进场剖面，包括基准条件。

(i)直升机的位置 E 代表进场剖面的开始。应在足够的距离(EK)内记录下直升机的位置以确保按要求记录下直升机噪声较最大纯音修正感觉噪声级(PNLTM)下降 10 分贝的历程。EK 表明是在稳定的飞行条件运行，即扭矩，rpm，指示空速和  $6^\circ \pm 0.5^\circ$  进场角的下降率是稳定的。

(ii)进场剖面由进场角  $\beta$  以高度 AH 飞越 A 点正上方进至结束进场噪声合格审定剖面的 K 点来确定。

(2)直升机到达 H 点是沿着稳定的  $6^\circ$  进场斜率并在整个下降 10 分贝的时间内都保持这一斜率。直升机通过位置 E 并继续沿着进场斜率，直至到达 K 点。

第 H36.5 符号和单位

在关于直升机噪声合格审定的本附件中所使用的符号和单位有如下的含义。

飞行剖面符号—位置

位置	描 述
A	在基准(起飞、飞越、进场)飞行航迹正下方的地面轨迹上的噪声测量站的噪声测量点的位置
C	噪声合格审定起飞航迹的开始
Cr	噪声合格审定起飞基准航迹的开始
D	噪声合格审定飞越航迹的开始
Dr	噪声合格审定飞越基准航迹的开始
E	噪声合格审定进场航迹的开始
Er	噪声合格审定进场基准航迹的开始
F	在起飞航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
G	在飞越航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
H	在进场航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
I	噪声型号合格审定起飞航迹的结束
Ir	噪声型号合格审定起飞基准航迹的结束
J	噪声型号合格审定飞越航迹的结束
Jr	噪声型号合格审定飞越基准航迹的结束
K	噪声型号合格审定进场航迹的结束
Kr	噪声型号合格审定进场基准航迹的结束
L	在测得的航迹上且对应于在 A 站接受到 PNLTM 的位置
Lr	在基准航迹上且对应于在 A 站接受到 PNLTM 的位置
M	在测得的飞越飞行航迹上，且对应于在 A 站接受到 PNLTM 的位置
Mr	在基准的飞越飞行航迹上，且对应于在 A 站接受到 PNLTM 的位置
N	在测得的进场飞行航迹上，且对应于在 A 站接受到 PNLTM 的位置
Nr	在基准的进场飞行航迹上，且对应于在 A 站接受到 PNLTM 的位置
S	在测得的进场航迹上，且距站 A 最近的位置
Sr	在基准的进场航迹上，且距站 A 最近的位置
T	在测得的起飞航迹上，且距 A 站最近的位置
Tr	在基准的起飞航迹上，且距 A 站最近的位置

## 飞行剖面的距离

距离	单位	含义
AF	米	起飞的高度。即直升机距 A 站的垂直距离
AG	米	飞越的高度。即直升机距 A 站的垂直距离
AH	米	进场的高度。即直升机距 A 站的垂直距离
AL	米	测得的起飞噪声路径。即测得的直升机位置 L 距 A 站的距离
ALr	米	基准的起飞噪声路径。即基准的直升机位置 Lr 距 A 站的距离
AM	米	测得的飞越噪声路径。即测得的直升机位置 M 距 A 站的距离
AMr	米	基准的飞越噪声路径。即基准的直升机位置 Mr 距 A 站的距离
AN	米	测得的进场噪声路径。即由测得的直升机位置 N 到 A 站距离
ANr	米	基准的进场噪声路径。即由基准直升机位置 Nr 到 A 站的距离
AS	米	测得的进场最小距离。即由 A 站到测得的进场航迹上 S 点的距离
ASr	米	基准进场最小距离。即由 A 站到基准进场航迹上 S <sub>r</sub> 点的距离
AT	米	测得的起飞最小距离。即由 A 站到测得的起飞航迹上 T 点的距离
ATr	米	基准起飞最小距离。即由 A 站到基准的起飞航迹上 Tr 点的距离
CI	米	起飞航迹距离。即由直升机在起飞航迹上以一恒定的爬升角的 C 点开始, 飞过 A 站然后直到直升机的位置无需再记录的 I 点的距离。
DJ	米	飞越飞行距离。即由 D 点直升机沿飞越航迹开始, 飞过 A 站, 然后直到直升机的位置无需再记录的 J 点的距离。
EK	米	进场飞行距离。即由 E 点直升机以一恒定的角度开始, 飞过 A 站, 然后直到直升机的位置无需再记录的 K 点的距离。

## B 部分 根据第 36.801 条的噪声测量

## 第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

(a)总则 本节规定了实施噪声合格审定试验必须满足的条件和在每个测量直升机噪声的试验中必须使用的测量程序。

## (b)试验场地要求

(1)表明符合规定的直升机合格审定噪声级的试验必须包括一系列的起飞, 水平飞越和进场飞行, 必须在本节中规定的测量站所在的测量点上对飞行过程中的噪声进行测量。

(2)每个起飞试验、飞越试验和进场试验包括同时在基准航迹下方的飞行地面轨迹噪声测量站和两个边线测量站上的测量, 每个边线测量站在基准飞行地面轨迹的两侧并距基准飞行地面轨迹 150 米 (492 英尺) 且在与之垂直的一条线上。

(3)每个边线噪声测量站与基准飞行地面轨迹上的噪声测量站的高度差别不得超过 6 米 (20 英尺)。

(4)在每个噪声测量站的周围地面不应有过分的吸声特性, 诸如浓密的草, 灌木或树木等所引起的。

(5)在起飞, 飞越或进场噪声测量值处在较 PNLTM 下降 10 分贝以内的期间, 不得有能明显影响直升机噪声场的障碍物存在(即不得存在于下列空间内):

(i)对所有飞行地面轨迹的或边线的测量站, 在测量点(地上传声器正下方)上空的锥形空间内。此锥形空间被定义为与垂直于地面的轴成 80° 半锥角的空间, 并且

(ii)对边线噪声测量站为在传声器与直升机的视线上方空间内。

(6)如果起飞和飞越试验系列不是在所请求的噪声合格审定最大起飞重量条件下进行的, 则应实施下列附加的要求:

(i)至少有一次起飞试验是在或超过最大合格审定重量条件进行的。

(ii)每次的试验重量必须在最大合格审定重量+5%或-10%的范围内。

(iii)必须使用中国民用航空总局批准的数据来确定起飞试验条件的EPNL随重量变化的关系。

(7)每个进场试验必须是航空器稳定地沿着  $6^{\circ} \pm 0.5^{\circ}$  进场角, 并满足本规定分第 H36.107 条 的要求。

(8)如果进场试验系列不是在所请求的合格审定最大着陆重量条件下进行的, 则应实施如下的附加要求:

(i)至少有一次进场试验是在等于或超过最大着陆重量条件进行的。

(ii)每次试验的重量必须超过最大着陆重量的 90%。

(iii)必须用中国民用航空总局批准的数据确定进场试验条件的EPNL随重量的变化关系。

(9)足够作本附件的第 H36.205 条所要求的修正的直升机性能数据必须使用中国民用航空总局批准的设备, 并以中国民用航空总局批准的采样率来录取。

(c)气象限制 试验必须在下列的大气条件下进行:

(1)无雨或其它降水

(2)在直升机和噪声测量站地面之上 10 米高点之间的声传播路径区域环境气温为  $2^{\circ}\text{C} \sim 35^{\circ}\text{C}$  ( $36^{\circ}\text{F} \sim 95^{\circ}\text{F}$ ) (含)。在航空器高度和地面之上 10 米高度测量得的气温和相对湿度必须加以平均并用作传播路径的吸声修正。

(3)在航空器和噪声测量站地面之上 10 米高的点之间的声传播路径区域内的相对湿度和环境气温条件应是在 8 千赫的三分之一倍频带内的大气吸声不大于 12 分贝/100 米, 并且相对湿度为 20%~95%(含)。

(4)在地面之上 10 米高处测得的风速为不超过 19 千米/小时 (10 节) 并且侧风分量为不超过 9 千米/小时 (5 节)。测量风速必须是使用在 10 分贝降的时间内连续的 30 秒平均的方法。

(5)不应有无规则的风条件(包括紊流)。即在每个噪声测量站测量时能明显影响直升机噪声级的风条件。

(6)风速、温度和相对湿度根据本附件的测量必须是在噪声测量站周围地面之上 10 米高的位置上测量, 大气条件的测量位置必须经中国民用航空总局认可为能代表飞机噪声测量所在区域地面附近的气象条件。在某些情况下, 固定的气象站(诸如在机场和其它设施存在的)能满足这样的要求。

(7)温度和相对湿度的测量必须在每次噪声试验测量的 25 分钟内测得。大气数据必须用内插法, 对应每次噪声测量的各个真实时间。

(d)航空器试验程序

(1)航空器试验程序和噪声测量, 必须以能产生本规定附件 B 中所规定的、单位为 EPNdB 的、称作有效感觉噪声级的噪声评定量度的方法来进行和处理。

(2)必须使用经中国民用航空总局批准的且与正常的飞行仪表无关的方法确定飞机的高度和相对于基准飞行地面轨迹中心线(穿过噪声测量点)的横向位置, 例如, 雷达跟踪, 经纬仪三角定位, 激光寻迹或照相比例定位技术。

(3)飞机沿航迹的位置必须以经中国民用航空总局批准的采样率用同步信号与在噪声测量站上测到的噪声对应起来。在较 PNLTM 下降 10 分贝以内的整个时间内必须记录飞机相对于跑道的位置。测量和采样设备必须经中国民用航空总局的批准。

## 第 H36.103 条 起飞试验条件

(a)除本附件的第 H36.101 条和第 H36.205 条(b)中适用的要求以外, 本节的内容适用于所有根据本附件表明符合 36 部所进行的起飞噪声试验。

(b)一组试验必须由至少六次如下的飞越地面轨迹噪声测量站(在三个测量站上同时测量)的飞行组成:

(1)在每次试验飞行水平阶段, 必须使飞机在起飞后达到空速为  $V_y \pm 9$  千米/小时 (5 节) 或批准的最小爬升速度  $\pm 9$  千米/小时 (5 节) 取两者中较大的值, 并在试验飞行的其余阶段保持这一速度。

(2)每次试验飞行的水平阶段必须是在距飞行地面轨迹噪声测量站地面之上 20 米 (65 英尺) 的高度上进行。

(3)在达到距噪声测量站 500 米 (1640 英尺) 的点时, 直升机必须稳定在:

(i)为确立在海平面 25°C 的环境条件下的起飞距离所应用的扭矩(对于按适航条例需要确定起飞性能的直升机); 或

(ii)对所有其它直升机, 是对应于在海平面高度温度为 25°C 时所能得到最小安装功率的扭矩。

(4)在起飞基准程序过程中直升机必须稳定在:

(i)为确立在海平面 25°C 的环境下的起飞距离所使用的速度  $\pm 9$  千米/小时 (5 节) (对于按适航条例需要确定起飞性能的直升机); 或

(ii)对所有其他直升机, 是在海平面环境温度 25°C 时的最佳爬升速度  $V_y \pm 9$  千米/小时 (5 节), 或批准的起飞后最小爬升速度, 取其中的较大的。

(5)在较 PNLTM 下降 10 分贝以内的整个时间内, 直升机的旋翼速度必须稳定在正常运行的 RPM( $\pm 1\%$ )上。

(6)直升机必须在飞行地面轨迹噪声测量站正上方  $\pm 10^\circ$  的范围内通过。

## 第 H36.105 条 飞越试验条件

(a)除第 H36.101 条和第 H36.205 条(c)中适用的要求以外, 本节的内容适用于所有根据本附件表明符合 36 部而进行的飞越噪声试验。

(b)一组试验必须由至少六次飞越飞行地面轨迹噪声站(每个方向三次)(三个噪声测量站上同时测量)的如下飞行组成:

(1)水平飞行;

(2)距地面轨迹噪声测量站  $150 \pm 9$  米 (492 英尺  $\pm 30$  英尺) 的高度, 并且

(3)在测量站正上方  $\pm 5^\circ$  的范围内。

(c)飞越噪声试验必须如下进行:

(1)在飞越中进行测量的整个部分必须保持速度为  $0.9V_H$  或  $0.45V_H + 120$  千米/小时 ( $0.45V_H + 65$  节), 取其中较小的;

(2)旋翼转速稳定在正常的旋翼运行 RPM( $\pm 1\%$ ); 并且

(3)当所测直升机的噪声级在 PNLTM 下降 10 分贝以内的时间内, 功率必须是稳定的。

(d)空速偏离基准空速不得超过  $\pm 9$  千米/小时 (5 节)。

## 第 H36.107 条 进场试验条件

(a)除了本附件的第 H36.101 条和第 H36.205 条(d)的要求以外, 本节内容适用于所有根据本附件表明符合 36 部而进行的进场试验。

(b)一组试验必须由至少六次飞过飞行地面轨迹噪声测量站(三个噪声测量站上同时测量)的如下飞行组成:

- (1)在  $6^{\circ} \pm 0.5^{\circ}$  的进场斜率上;
  - (2)距飞行地面轨迹噪声测量站地面  $120 \pm 9$  米 ( $394 \pm 30$  英尺) 的高度;
  - (3)在测量站正上方  $\pm 10^{\circ}$  的范围内;
  - (4)以稳定的等于审定合格的最佳爬升率速度  $V_y$  或经批准的最低进场速度进行, 取其中较大的, 在进场和越过飞行航迹基准点直到正常接地的时间内功率保持不变; 并且
  - (5)旋翼转速稳定在最大正常旋翼运转转速 RPM( $\pm 1\%$ )
- (c)空速偏离基准空速不得超过  $\pm 9$  千米/小时 ( $\pm 5$  节)

### 第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

#### (a)总则

(1)在本节中规定的测量给出了在规定的噪声测量站确定在试验过程中航空器产生的三分之一倍频带噪声所需要的作为时间函数的数据。

(2)为进行航空器的噪声合格审定, 声压级数据必须用中国民用航空总局批准的声学设备和测量方法来获得。

(3)在本节的(b)、(c)和(d)中规定了要求的设备规范。(e)和(f)规定了每组合格审定试验要求的校准和测量程序。

(b)测量系统 声学测量系统必须由经中国民用航空总局批准的与下列等效的设备组成:

(1)传声器系统及其频响特性和指向性与本节(c)中规定的测量和分析系统的精度相兼容。

(2)三角架或类似的传声器安装装置对所测的声能量的干扰应减至最小。

(3)记录和重放设备, 其频响和动态范围特性应与本节(c)中要求的响应与精度相一致。

(4)校准器为使用已知声压级的正弦波或粉红噪声。当使用粉红噪声(本节(e)(1)定义的)时, 信号必须用均方根值(rms)的方式描述。

(5)分析系统的响应与精度满足或优于本节(d)所规定的要求。

(6)用于感测、记录、重放或分析航空器噪声时改变量程的衰减器必须能以等分贝间隔变换, 并且两档间的误差不应超过 0.2 分贝。

#### (c)感测、记录和重放设备

(1)记录航空器产生的噪声必须将全部信息包括时间历程记录下来。磁带记录机的记录方式是可行的。

(2)传声器必须是压感电容类型的或中国民用航空总局批准等效的其它类型的, 例如, 带入射校准器的自由场类型的。

(i)传声器和前置放大器系统的灵敏度的变化在掠射角  $\pm 30^{\circ}$  (离开膜的法线方向  $60^{\circ} - 120^{\circ}$ ) 的范围内不得超过如下值:

频 率(赫)	灵敏度的变化(分贝)
45~1120	1
1120~2240	1.5
2240~4500	2.5
4500~7100	4
7100~11200	5

如带有风罩,传声器膜平面处的灵敏度的变化在 45~11200 赫的范围内不得超过 1.0 分贝。

(ii)必须使用如下方法来确定传声器(带入射修正器,如果有)前置放大器和风罩组合件在 90°(低掠射角)的总自由场频响:(A)使用带有制造人修正的静电校准器。(B)使用消声自由场设备。校准必须在 50 赫~10000 赫频率范围内的每个优选的三分之一倍频带包含纯音。频响(根据该确定作了修正后)特性曲线必须是平坦的,并在下列的容差限制内:

44~3549 赫±0.25 分贝

3550~7099 赫±0.5 分贝

7100 赫~11200 赫±1.0 分贝

(iii)系统对环境因素,例如温度、相对湿度、振动等影响的敏感性的规范必须与 IEC179 号题为“精密声级计”的文件(已按本规定的第 36.6 条引用)中的推荐相一致。

(iv)在每次测量航空器噪声的过程中,如果风速超过 6 节,则必须使用风罩。任何由风罩引起作为频率函数的插入损失必须计入,作为对测得数据的修正,所做的任何修正必须报送。

(3)如果使用磁带机来存储数据以备分析用,则记录和重放系统(包括磁带)必须符合如下要求:

(i)系统产生的电背景噪声在每个 1/3 倍频带内必须至少比标准记录级低 35 分贝。此标准记录级被定义为对直接记录方式,指比产生 3%的谐波失真的声级低 10 分贝的级;或对调频记录方式为±40%偏差的级。

(ii)在标准记录级,在 44 赫~180 赫之间的每个所选的三分之一倍频带内的修正后的频响必须是平坦的并在±0.75 分贝以内,在 180 赫~11200 赫之间的每个频带必须是平坦的并在±0.25 分贝以内。

(iii)如果整个系统满足本节(c)(2)(ii)的要求,而如果设备的动态范围的限度不足以获得充分的频谱信息时,可将高频预矫加入记录通道,此通道在重放时应有去矫功能。如果采用高频预矫,则最大测得的噪声信号的瞬时记录到的在 800 赫~11200 赫之间的声压级,在最大和最小的三分之一倍频程声级之间的变化必须不超过 20 分贝。

#### (d)分析设备

(1)必须使用三分之一倍频程滤波器对声学信号进行频率分析,此滤波器必须与 IEC225 号文件“用作声和振动分析的倍频,二分之一倍频,三分之一倍频滤波器”所推荐的规范相一致。此标准已按本规定第 36.6 条引用。

(2)必须使用 24 个相邻三分之一倍频程滤波器,第一个滤波器的中心频率(几何平均)必须为 50 赫,最后一个滤波器的中心频率必须为 10000 赫。每个滤波器的输出波纹必须小于 0.5 分贝。

(3)分析显示器可以是模拟式的,也可以是数字式的,或两者的结合。优选的信号处理的顺序是:

(i)将三分之一倍频带滤波器的输出取平方;

(ii)平均或积分;并且

(iii)从线性方程转换为对数方程。

(4)每个检测器必须至少有 60 分贝的动态范围,并且当作为均方根设备时,对具有波峰因子至少为 3 的正弦纯音猝发信号,在下列动态范围内必须满足:

(i)满量程读数以下 30 分贝以内,必须精确到±0.5 分贝以内;

(ii)满量程读数以下 30 分贝~40 分贝以内,必须精确到±1.0 分贝;

(iii)读数比满量程低 40 分贝以下的,必须精确到±2.5 分贝以内。

(5)积分器的取平均特性必须按如下测试:

(i)必须用白噪声输入到 200 赫的三分之一倍频带滤波器中,其输出依次馈入每个检

测器/积分器。必须用不少于 5 秒的时间间隔的充分次数的经滤波的白噪声的样本来统计确定测得声级的标准偏差。对概率为 95% 时标准偏差的值必须在  $0.48 \pm 0.06$  分贝以内。对那些测试信号不能直接立即地输入到每个检测器/积分器的分析设备可采用一等效的经批准的方法确定。

(ii) 对每个检测器/积分器，在相应的三分之一倍频带的中心频率，对一恒定幅值的正弦信号的突然输入或断开的响应，必须在突然输入或断开后的 0.5, 1.0, 1.5, 2.0 秒时采样测量。对突然输入，升起的响应在达到稳定状态的级之前必须有如下的值：

0.5 秒时：	$4.0 \pm 1.0$ 分贝
1.0 秒时：	$1.75 \pm 0.5$ 分贝
1.5 秒时：	$1.0 \pm 0.5$ 分贝
2.0 秒时：	$0.6 \pm 0.25$ 分贝

(iii) 对突然断开，下降的响应必须是其分贝读数(低于起始稳态级之值)与相应的升起响应读数之和等于  $6.5 \pm 1.0$  分贝(在 0.5 秒和 1.0 秒采样时间)，对于其后的采样记录，升起响应和下降响应之和必须大于 7.5 分贝。

注 1：对带有线性检测器的分析设备，此响应的近似值可按如下给出：

$$\begin{aligned} \text{SPL}(i, k) = & 10 \log [0.17(10^{0.1(L_i, K-3)}) \\ & \pm 0.21(10^{0.1(L_i, K-2)}) \\ & \pm 0.24(10^{0.1(L_i, K-1)}) \\ & \pm 0.33(10^{0.1(L_i, K)})] \end{aligned}$$

当使用上述近似时，校准信号不应带有此加权。

注 2：某些分析设备已表明，其具有的采样率对直升机噪声通常具有的波峰因子大于 3 的信号进行检测其精确度是不够的。所以，这类分析设备不应当用于直升机的噪声合格审定。鼓励使用具有高信号采样率(大于 40 千赫)的分析系统或在对每三分之一倍频带滤波器的输出进行数字化之前，具有模拟式的检测器的系统。

(iv) 使用真积分的分析设备，不能直接满足(i)、(ii)和(iii)要求，这是由于它们总的平均时间大于采样间隔。对这些分析设备必须以数据处理器等效输出的方式验证符合。此外，当采集数据的过程中，如读出和重调要求一废死时间，则总的数据的损失百分比必须不超过 1%。

(6) 连续读出数据的采样间隔不得超过 500 毫秒，而且它的精确性必须已知，为  $\pm 1\%$  以内，表征读出特性的瞬时时刻必须是平均周期的中点。平均周期定义为分析设备的有效时间常数的 2 倍。

(7) 分析设备的振幅分辨率，必须至少是 0.25 分贝。

(8) 在消除了所有的系统误差之后，分析设备的输出级必须精确到输入信号级的  $\pm 1.0$  以内。每个输出级的总系统误差不得超过  $\pm 3.0$  分贝。多个相邻接的滤波器系统，相邻接的三分之一倍频程通道之间的系统修正值不得超过 4.0 分贝。

(9) 满量程输出级与分析设备最大噪声级的差，(即分析设备显示单个航空器噪声事件的动态范围的能力)，必须至少为 60 分贝。

#### (e) 校准

(1) 在每次试验系列之前 5 天内，所有的电子系统，包括户外安装的电缆，必须按传声器的整个信号级范围，用已知振幅的粉红噪声信号对频率和幅值进行校准。对于本节粉红噪声定义为：在 44 赫~11200 赫的范围内，单位频率的噪声功率与频率成反比的噪声。对非过载信号级，使用的信号，必须以其均方根(rms)的平均值的方式描述。此系统校准必须在每次试验系列结束后的 5 天内再重复进行，或根据中国民用航空总局的要求进行。

(2) 在每天的试验前后，必须在户外立即使用声学校准器进行有记录的声学校准，以

检验系统的灵敏性并为声级数据分析提供一声学基准级。如果在每天试验的过程中，校准值的变化不超过 0.5 分贝，则设备在系统中的性能被认为是满意的。

(3) 必须在 50~10000 赫内每个优选的三分之一倍频带处使用纯音，对传声器/前置放大器组合装置进行法向入射声压校准。这一校准必须在首次试验系列开始前 90 天内完成。

(4) 每盘磁带必须：

(i) 用活塞发声器校准过；并且

(ii) 在其开始和结尾，必须载有至少 15 秒的本节(e)(1)定义的粉红噪声猝发音所组成的校准信号。

(5) 由磁带记录下的信号得来的数据，如果在试验前后在每个三分之一倍频带的粉红噪声信号级之差超过 0.75 分贝，则不能认为数据是可靠的。

(6) 必须在开始试验前六个月内，验证三分之一倍频带滤波器符合 IEC225 的有关要求，然而，可以按如下方法确定每个滤波器的相对于中心频响的有效带宽的修正：

(i) 测量滤波器对在两相邻的三分之一倍频带间等间隔分布的至少 20 个频率的正弦波的响应；或

(ii) 使用中国民用航空总局批准的等效技术。

(7) 必须在每次试验系列开始的前六个月内对每件校准设备，包括活塞发生器，基准传声器电压插入装置等完成性能校准分析。每个校准必须依据国家的标准。

**(f) 噪声测量程序**

(1) 每个传声器的取向必须使得传感膜片大体处于噪声测量站和航空器航迹所确定的平面内。并且在每个噪声测量站的传声器的传感膜片近似处在距地面 1.2 米（4 英尺）高的位置上。

(2) 在每次试验系列和每日试验的前后，必须立即在现场记录本节所规定的系统声学校准以检查分析声级数据用的声学基准级。必须记录至少 10 秒的环境噪声，此噪声必须能代表飞越试验时的声学背景，包括系统噪声。在记录此环境噪声时每件设备的增益必须调到与航空器噪声测量时所用的增益相一致。

(3) 平均的背景噪声谱必须包括下述声压级，即在每个优选的频率为 50 赫~10000 赫内的三分之一倍频带内是每个优选的三分之一倍频程内的声压级能量的平均。当以 PNL 分析时，所得的平均背景噪声级必须比直升机的最大 PNL 低至少 20PN 分贝。

(4) 对记录的级进行背景噪声的修正是允许的，只要在第 H36.111 条(c)(3)中规定的限制内。

## 第 H36.111 条 测得数据的报送和修正

(a) **总则** 代表着物理测量结果的数据或对测得的数据的修正，包括对测量结果所作的设备响应偏差的修正必须以永久的方式记录下来，并附在记录上。每项修正必须报送，并须中国民用航空总局的批准。必须对获得最终数据的每步运算中固有的各单个误差进行估算。

**(b) 数据报送**

(1) 测得的和修正后的声压级必须用与本附件的第 H36.109 条中规定的标准相符合的设备所获得的三分之一倍频带级来表示。

(2) 用于所有声测量和分析的设备的型号以及航空器性能和气象数据必须报送。

(3) 在整个试验过程中测得的、为验证符合本附件而需要的大气环境数据必须报送。

(4) 必须报送当地地形条件，地面覆盖物，以及那些能影响声记录的事件。

(5) 必须报送航空器的下列信息：

(i) 航空器发动机和旋翼的型号、型别和系列号。

- (ii)航空器的总尺寸和发动机的位置。
- (iii)每次试验飞行时的航空器总重量。
- (iv)航空器形态, 包括起落架的位置。
- (v)空速(千米/小时)。
- (vi)由飞行仪表和制造商数据得来的直升机发动机的性能。

(vii)航空器飞行航迹(相对于地面的高度, 以米计), 此航迹必须是由中国民用航空总局批准的与正常飞行仪表无关的方法确定的, 如雷达跟踪, 经纬仪三角定位, 激光定位, 照相比例定位等技术。

(6)航空器速度和位置以及发动机性能参数必须以能修正到本附件第 H36.3 条规定的噪声合格审定基准试验条件的采样率进行记录。相对于基准地面轨迹的横向位置必须报送。

#### (c)数据修正

(1)必须将航空器的位置, 性能数据和噪声测量值修正到本附件的第 H36.3 条和第 H36.205 条所规定的噪声合格审定基准条件。

(2)必须用申请方估算的作为合格审定基准条件的航迹与测得的试验航迹之间的偏差对测得航迹进行修正。与航空器飞行航迹或性能相关的必要的修正, 可由经中国民用航空总局批准的数据导出, 此修正是对于测得的和基准的发动机条件之差, 以及随距离变化的声衰减值的适当容差的修正。对下列的任意组合, EPNL 修正必须不超过 2.0EPN 分贝。

(i)航空器没有从测量站的正上方通过。

(ii)基准航迹与航空器仪表着陆系统天线距进场测量站的实际的最小距离间的任何差别。

(iii)实际的进场角与噪声合格审定基准进场航迹间的任何差别。

(iv)考虑到试验发动机推力或功率与基准的发动机功率或推力之间的差别而对测得的水平飞越噪声级的任何修正。在本附件的第 H36.205 条中规定了详细的修正要求。

(3)在 10 分贝降以内各点的航空器声压级在每个三分之一倍频程内, 必须超过第 A36.3 条(f)(3)所确定的平均背景声压级至少 5 个 dB, 或使用中国民用航空总局批准的方法修正, 以便包括在航空器总噪声级的计算中。在下降 10 分贝的时间历程内的所有谱内, 如果有多于 4 个的三分之一倍频带没有满足本段的要求, 则这些数据不可用做计算 EPNL 或报送。

#### (d)结果的有效性

(1)必须由试验结果得出满足 90% 置信度限度内的三个平均 EPNL 值, 每个值必须分别是起飞、水平飞越和进场条件下的所有有效试验的经修正的测量值的算术平均。90% 的置信度单独地适用于起飞, 飞越和进场。

(2)对起飞, 飞越, 进场的合格审定的测量, 最少的试验次数是各六次。采样的数量必须足够为三个平均噪声审定级的每一个在统计上确立 90% 的置信度, 该置信度不超过  $\pm 1.5\text{EPNdB}$ 。除非中国民用航空总局另有规定, 在平均处理过程中不得舍弃任何试验结果。

(3)为符合本附件, 需至少进行六次起飞、六次进场和六次水平飞越。为符合这一要求, 每次飞行必须在所有三个噪声测量站上进行有效的记录。

(4)用于计算试验和基准条件及飞行剖面的经批准的  $V_H$  和  $V_Y$  值必须随测得的和修正后的声压级一起报送。

### 第 H36.113 条 声的大气衰减

(a)在根据本附件进行的直升机噪声合格审定试验的过程中测得的三分之一倍频谱值，必须符合或修正到第 H36.3 条(a)中规定的基准条件。每个修正必须考虑到沿航空器和传声器间的声传播路径的试验日和基准日条件的大气声衰减的差别。除非大气条件处在本附件所规定的试验窗口内，试验数据是不可接受的。

(b)衰减率 在 50 赫~10000 赫的每个三分之一倍频带随距离变化的声衰减率，必须根据 SAE ARP866A “用于评定航空器飞越噪声的作为温度和湿度函数的大气吸声标准值”中的公式和数据表来确定。此份文件已按本规定第 36.6 条引用。

(c)大气衰减的修正

(1)每当如下情况时，对测得的数据所计算的 EPNL 值必须进行修正：

(i)当温度和相对湿度的环境大气条件不符合基准条件，即分别为 25°C (77°F)，70% 时；

(ii)当测得的航迹不符合基准航迹时；

(iii)在航空器高度和地面之上 10 米高度测得的温度和相对湿度必须被平均，并用做传播路径声吸收的修正。

(2)必须计算在 50 赫~10000 赫范围内的每个三分之一倍频带的从航空器到传声器位置的整个声传播路径上的平均衰减率。这些衰减率必须用做在本附件的第 H36.111 条(d)所要求的修正的计算。

### C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算

#### 第 H36.201 条 以 EPN 分贝为单位的噪声评定

(a)根据第 36.803 条，必须使用单位为有效感觉噪声分贝(EPN 分贝)的有效感觉噪声级(EPNL)进行噪声评定。除本节(b)规定外，必须使用 36 部的附件 B 计算 EPNL。附件 B 中包括确定噪声值的各项要求，包括计算：

- (1)瞬时的感觉噪声级；
- (2)频谱不规则的修正；
- (3)纯音修正；
- (4)持续时间修正；
- (5)有效感觉噪声级；和
- (6)呐表的算术表达式。

(b)与第 B36.5 条(a)不同，对直升机的噪声合格审定，其频谱的不规则修正必须从在 50 赫的三分之一倍频带的经修正的声压级开始。

#### 第 H36.203 条 噪声级的计算

(a)为验证符合第 H36.305 条的噪声级限度，在三个噪声测量点同时测得的噪声值必须被算术平均从而得到每次飞行的单一的 EPNL 值。

(b)对每次试验系列，即起飞，飞越或进场系列计算得的噪声级，必须是对至少 6 次的飞行的单独的 EPN 分贝值进行的平均。对所有有效试验，本附件第 H36.111 条(d)的 90%置信度单独地适用于每个试验系列的 EPNdB 值。

#### 第 H36.205 条 详细的数据修正程序

(a)总则 如果试验条件不符合那些在本附件第 H36.305 条规定的噪声合格审定基准条件，则必须实施下列的修正：

(1)对任何由于基准和试验条件的不同，所得出的正的修正量，必须加到由测得的数值计算出的 EPNL 值上。能得到正的修正量的情况包括：

- (i)试验条件的声大气衰减比基准条件的大。
- (ii)试验航迹的高度比基准的高；或
- (iii)试验重量小于最大合格审定重量。

(2)对由于基准和试验条件的不同所得到的任何负的修正量，不得用在由测得的数据计算得的 EPNL 值上，除非不同是由下列情况造成：

- (i)试验条件的声大气衰减小于基准条件的；或
- (ii)试验航迹高度低于基准条件的。

(3)下列的修正程序可以产生一个或几个可能的修正量，必须将它们以代数方式加到计算得的 EPNL 上，使其符合基准条件：

(i)必须确定基准的和试验条件的飞行剖面。该程序要求噪声和航迹用一个同步时间信号同步记录，从而确定出飞行试验剖面，包括在噪声测量站观察到的 PNLTM 时的航空器位置。对起飞条件，修正到基准条件的飞行剖面可由中国民用航空总局批准的制造商的数据导出。

(ii)对应 PNLTM 时的，从航空器位置到传声器的声传播路径是对试验和基准剖面两者确定的。PNLTM 频谱中的 SPL 值必须对下列效应进行修正。

(A)大气声吸收的变化；

(B)由于声传播路径长度的变化导致的大气声吸收的变化。

(C)由声传播路径长度变化导致的反平方律修正。经修正的 SPL 值转换到 PNLTM 与原 PNLTM 相减，所得到的差就是必须以代数方式加到由测得数据计算得到的 EPNL 值上的修正量。

(iii)必须计算试验和基准剖面航迹到测量站的最小距离，并用作确定飞越高度变化时的持续时间修正。持续时间修正量必须以代数的形式加到由测量数据计算得的 EPNL 值上。

(iv)由中国民用航空总局批准的以曲线或表格形式给出的 EPNL 随旋翼 rpm 和试验飞行速度变化的数据，可确定修正量，此修正量必须加到由测量数据计算得的 EPNL 上，以反应由于试验与基准条件的不同所带来的噪声级的变化。

(v)由中国民用航空总局批准的以曲线或表格形式给出的 EPNL 随进场角变化的数据，可确定修正量，此修正量必须加到由测量数据计算得的 EPNL 值上，以反映由于试验进场角与基准  $6^\circ$  进场角的不同所带来的噪声级的变化。

#### (b)起飞剖面

(1)图 H1 给出了典型的起飞剖面，包括基准条件。

(i)基准起飞航迹在第 H36.3 条(c)中规定。

(ii)各试验参数是直升机性能，重量和温度，气压，风速，风向等大气条件的函数。

(2)对真正的起飞，直升机是以水平飞行进入 C 点，高度为距飞行地面轨迹噪声测量站地面上方 20 米（65 英尺），并以  $V_Y \pm 9$  千米/小时（ $\pm 5$  节）或高度—速度包线与纵轴平行线相切处的最大速度加 5.5 千米/小时（3 节）（ $\pm 5$  节）飞行，取二者的较大值。旋翼速度稳定在飞行手册中规定的正常运行时的 RPM( $\pm 1\%$ )。从高度为 20 米（65 英尺）且距飞行轨迹噪声测量站前方 500 米（1640 英尺）的点开始，直升机以水平状态稳定在使用最低发动机规范(功率，扭矩和 RPM)的最佳爬升率速度上。从 B 点开始，直升机爬升经过 C 点直到直升机噪声合格审定起飞航迹的终点 I。C 点的位置可在中国民用航空总局允许的范围内变化。必须记录直升机在足够长的 CI 上的位置，以保证能将较 PNLTM 下降 10dB 以内的整个时间范围内的直升机噪声记录下来。A 点是飞行地面轨迹噪声测量站。测得的和经修正后的起飞飞行剖面之间的关系可用来确定必须加到由测量数据计算得的

EPNL 值去的修正量。

(3)在图 H1 中也给出了能影响声传播的几何关系。位置 L 代表在 A 站观测到 PNLTM 时直升机在测得的起飞航迹上的位置，而  $L_r$  是在基准声传播路径上的对应的位置。 $AL$  和  $AL_r$  都与各自相应的航迹成角  $\Phi$ 。 $T$  代表测得的航迹距 A 最近的位置， $T_r$  是在基准航迹上的对应的位置。 $AT$  和  $AT_r$  分别代表 A 点距测得的和基准的航迹的最小距离。 $AT$  和  $Ar$  与各自的航迹垂直。

(c)水平飞越剖面

(1)图 H2 中给出了噪声型号合格审定水平飞越剖面。空速必须稳定在第 H36.3 条(d)中给出的基准空速  $\pm 9$  千米/小时 ( $\pm 5$  节) 的范围内。对每次试验，在 10 分贝降各点之间，空速和地速的差不得超过 18 千米/小时 (10 节)。在 10 分贝降的整个时间历程内，旋翼速度必须稳定在最大连续 RPM ( $\pm 1\%$ ) 内。如果能满足试验条件，对每下一个的试验，飞行方向可反过来，从而在每个方向有三个测量试验。

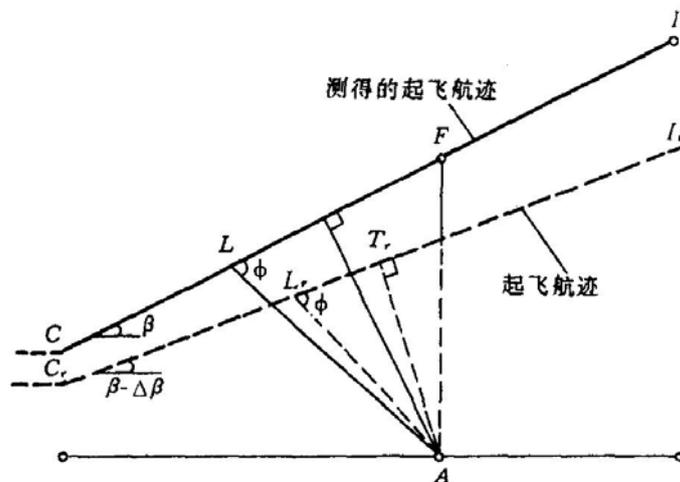


图 H1 测得的和修正后的起飞剖面的比较

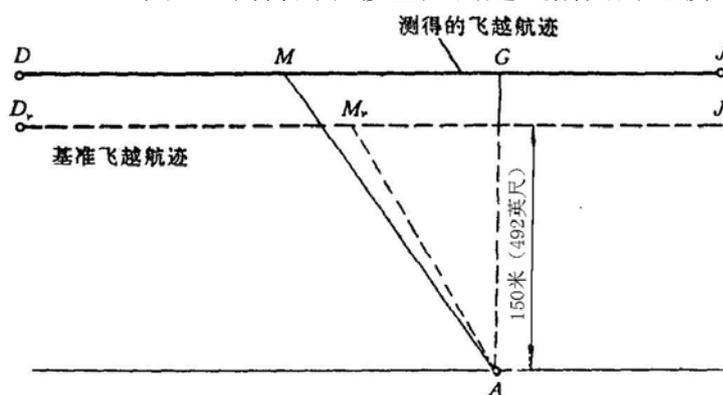


图 H2 测得的和修正后的飞越剖面的比较

(2)图 H2 中给出了当试验条件不符合规定的基准条件时的飞越剖面的比较。必须记录直升机在充分长的 DJ 上的位置，以保证能将较 PNLTM 下降 10 分贝以内的整个时间范围内的直升机噪声记录下来。飞越剖面由高度 AG 确定，AG 是由飞行员控制的运行参数的函数。点 M 是在 A 站观察到 PNLTM 时直升机在测得航迹上的位置，点  $M_r$  是在基准航迹上的对应的位置。

(d)进场剖面

(1)图 H3 中给出了典型的进场剖面，包括基准条件的。

(2)在整个 10 分贝降期间，直升机沿  $6^\circ (\pm 0.5^\circ)$  平均进场坡度，接近 H 位置。进场的程序必须得到中国民用航空总局的认可并必须包括在飞行手册中。

(3)在图 H3 中给出了测得的和基准的进场航迹的一部分，包括能影响声传播的主要几何关系。EK 代表测得的进场航迹，进场角为  $\eta$ ， $E_rK_r$  代表测得的进场角为  $6^\circ$  的进场基准航迹。N 点是在 A 站观察到 PNLTM 时直升机在测得的进场航迹上的位置。Nr 是对应的在基准进场航迹上的位置。测得的和经修正过的声传播路径是 AN 和 ANr，它们都与各自的航迹成相同的角度。位置 S 代表在测得的进场航迹上距 A 站最近的点。Sr 是对应的在基准进场航迹上的位置。AS 和 ASr 分别是 A 点距测得的和基准的航迹的最小距离，它们分别与各自的航迹垂直。

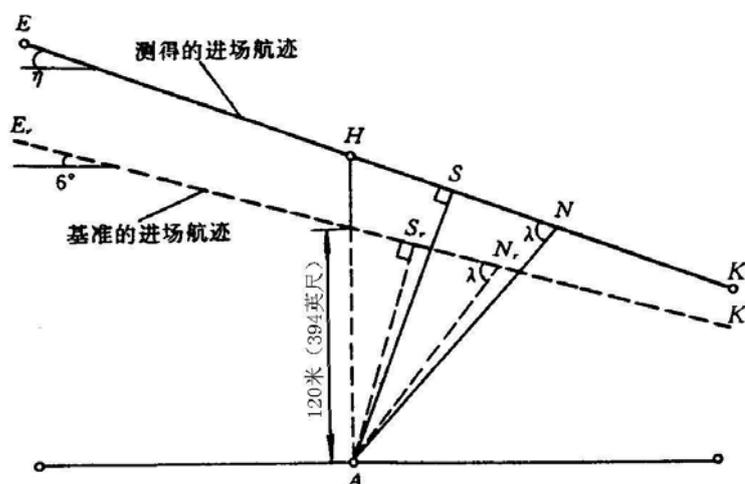


图 H3 测得的和修正后的进场剖面的比较

(e)水平飞越的噪声源修正

(1) 对水平飞越，如果下列三种情况的任何组合

- (i) 空速偏离基准值。
- (ii) 旋翼速度偏离基准值。

(iii)温度偏离基准值。导致向前的翼叶叶尖的马赫数偏离基准马赫数，则必须确定声源的噪声修正。这一修正必须根据制造商提供的经中国民用航空总局批准的数据确定。

(2)偏离基准翼叶叶尖马赫数的修正，必须根据以基准空速附近的几个不同的空速的飞越试验所得出的 PNLTM 对翼尖马赫数的灵敏度曲线来确定。如果进行试验的直升机不能达到基准值时，只要数据覆盖至少 0.3 马赫范围，就允许对灵敏度曲线进行外推计算。计算向前的翼叶叶尖马赫数必须使用真空速、飞机上测得的外界大气温度和旋翼速度。必须分别对三个合格审定传声器位置，即中线、左边线和右边线位置导出其向前的翼叶叶尖马赫数与 PNLTM 之间的关系式。左边线和右边线是相对于每次飞行的方向而言的。必须使用相应的 PNLTM 关系式对每个传声器数据实施 PNLTM 的修正。

(f)PNLT 修正 如果大气条件中的温度和相对湿度不满足本附件所规定的基准条件 ( $25^\circ\text{C}(77^\circ\text{F})$ , 70%), 则必须根据本节(a)从测得的数据计算对 EPNL 值的修正如下:

(1)起飞航迹 对图 H1 给出的起飞航迹，将在 A 站观察到的直升机在 Lr 时的 PNLTM 的频谱分解成单个的 SPLi 的值。

(i)步骤 1 由下式计算出一组修正值:

$$\text{SPLic} = \text{SPLi} + (\alpha_{i+} + \alpha_{i0})\text{AL} + \alpha_{i0}(\text{AL} - \text{ALr}) + 20\log(\text{AL}/\text{ALr})$$

此处: SPLi 和 SPLic 分别是测得的和修正后的在第 i 个三分之一倍频程的声压级。第一

项修正为考虑到大气吸声的变化的修正， $\alpha_i$  和  $\alpha_{i0}$  分别是试验和基准大气条件时第  $i$  个三分之一倍频带的吸声系数， $AL$  是测得的声传播路径。第二项为考虑到由于传播路径的变化导致的大气吸声的修正。 $LrA$  是经修正后的起飞声传播路径。第三项为考虑到声传播路径的长度的变化的反平方律的修正。

(ii) 步骤 2 将修正后的  $SPL_{ic}$  值转换成为 PNL<sub>T</sub>，由下式得出一修正项：

$$\Delta 1 = PNL_T - PNL_{TM}$$

此修正项为以代数的形式加到由测得的数据计算得的 EPNL 值上的修正值。

(2) 进场航迹

(i) 在本节(f)(1)中所述的对起飞航迹的修正程序也适用于进场航迹，只是此时与进场声传播路径相关的  $SPL_{ic}$  值如下：

$$SPL_{ic} = SPL_i + (\alpha_i - \alpha_{ic})AN + \alpha_i \alpha (AN - AN_r) + 20 \log(AN/AN_r)$$

此处  $AN$ 、 $AN_r$  分别是测得的和基准的进场声传播路径。

(ii) 以后的程序与本节(f)(1)(ii)的一样。

(3) 边线传声器在本节(f)(1)中对起飞航迹规定的程序也适用于传播到边线传声器的噪声，只是  $SPL_{ic}$  的值仅与测得的边线传播路径有关，即：

$$SPL_{ic} = SPL_i + (\alpha_i - \alpha_{i0})KX + \alpha_{i0}(KX - KX_r) + 20 \log(KX/KX_r)$$

此处： $K$  是边线测量站

对起飞： $X=L$   $X_r=L_r$

对飞越： $X=M$   $X_r=M_r$

对进场： $X=N$   $X_r=N_r$

(4) 水平飞越航迹 在本节的(f)(1)中为起飞航迹规定的程序也适用于水平飞越航迹，只是  $SPL_{ic}$  的值仅与飞越的声传播路径有关，即：

$$SPL_{ic} = SPL_i + (\alpha_i - \alpha_{i0})AN + \alpha_{i0}(AN - AN_r) + 20 \log(AN/AN_r)$$

(g) 持续时间修正

(1) 如果测量的起飞和进场航迹分别与根据第 A36.5 条(d)(2)经修正的和基准的航迹不同时，则有必要对由测量数据计算得的 EPNL 值进行持续时间修正。此修正必须由下计算出：

(i) 起飞航迹 对图 H1 所示的起飞航迹，修正项的计算由下式得出：

$$\Delta 2 = -10 \log(AT/AT_r) + 10 \log(V/V_r)$$

此修正量必须以代数的形式加到由测得数据计算得的 EPNL 上。长度  $AT$  和  $AT_r$  分别是由测得的和经修正的起飞航迹到 A 站的最小距离。负号表明，对特定的持续时间修正，如果测量的航迹高度比经修正的航迹高度大，则由测量数据计算得的 EPNL 值必须减小。

(ii) 进场航迹 对图 H3 所示的进场航迹，修正项需用如下等式计算：

$$\Delta 2 = -10 \log(AS/AS_r) + 10 \log(V/V_r)$$

此处  $AS$  是测得的进场航迹距 A 站最小的距离。120 米 (394 英尺) 是 A 站距基准航迹的最小距离。

(iii) 边线传声器 对边线航迹，修正项如下计算：

$$\Delta 2 = -10 \log(KX/KX_r) + 10 \log(V/V_r)$$

$K$  是边线测量站

对起飞： $X=T$   $X_r=Tr$

对进场： $X=S$   $X_r=Sr$

对飞越： $X=G$   $X_r=Gr$

(iv) 水平飞越航迹 对水平飞越航迹，修正项如下计算：

$$\Delta 2 = -10 \log(AG/AG_r) + 10 \log(V/V_r)$$

此处， $AG$  是测得的飞越 A 站时的高度。

(2)必须对起飞, 飞越和进场时的边线传声器实施在本节中所述的修正程序。尽管噪声的辐射很依赖于直升机型号不同而不同的指向性图, 但对试验和基准航迹, 传播角  $\theta$  必须相同。仰角  $\psi$  不得被约束, 但是必须将它确定并报送。合格审定当局必须规定可接受的限制。当对超过这些限制所得的数据进行修正时, 必须使用中国民用航空总局认可的方法。

#### D 部分 根据第 36.805 条的噪声限制

##### 第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算

必须根据本附件的 B 部分和 C 部分进行噪声级的测量, 评定和计算, 以表明符合本附件的本规定分。

[第 H36.303 条 备用]

##### 第 H36.305 条 噪声级

(a)限制 为满足本附件, 必须通过飞行试验表明, 计算得的直升机在本附件的第 H36.305 条(a)中规定的测量点上的噪声级不超过如下值, 不同重量间的数值用内推法:

(1)第一阶段 直升机声学更改的噪声限制:

(i)对于起飞、飞越和进场的计算得的噪声级, 凡噪声级超过第二阶段的噪声限制加 2EPN 分贝的每架第一阶段的直升机, 在型号设计更改后不得超过型号设计更改前的噪声级。

(ii)对于起飞、飞越和进场的计算得的噪声级, 凡噪声级没有超过第二阶段噪声限制加 2EPN 分贝的每架第一阶段的直升机, 在型号设计更改后不得超过第二阶段噪声限制加 2EPN 分贝。

(2)第二阶段 噪声限制如下:

(i)对起飞 最大起飞重量大于或等于 80000 公斤 (176370 磅) 时为 109EPN 分贝。重量每减半噪声级降低 3.01EPN 分贝。直至最大起飞重量为小于或等于 800 公斤 (1764 磅) 时为 89EPN 分贝。

(ii)对飞越 最大起飞重量大于或等于 80000 公斤 (176370 磅) 时, 为 108EPN 分贝。重量每减半噪声级降低 3.01EPN 分贝, 直至最大起飞重量为小于或等于 800 公斤 (1764 磅) 时为 88EPN 分贝。

(iii)对进场 最大起飞重量大于或等于 80000 公斤 (176370 磅) 时, 为 110EPN 分贝。重量每减半噪声级降低 3.01EPN 分贝, 直至最大起飞重量小于或等于 800 公斤 (1764 磅) 时为 90EPN 分贝。

(b)综合评定 除了根据本规定第 H36.11 条(b)的限制范围以外, 在下列情况下, 根据第 H36.203 条确定的计算得的起飞, 飞越或进场噪声级中的一个或两个可超过本节(a)所规定的限制:

(1)超过量的和不大于 4EPN 分贝;

(2)任何一个超过量不大于 3EPN 分贝;

(3)各个超过量完全被其它所需的算得的噪声级的减少量所抵消。

#### 第 36 部附件 J

##### 最大审定起飞重量不大于 2730 公斤 (6,000 磅) 的直升机 根据 H 章的直升机噪声要求的替代噪声审定程序

A 部分 基准条件

- 第 J36.1 条 总则
- 第 J36.3 条 基准试验条件
- [第 J36.5 条 备用]

B 部分 根据第 36.801 的噪声测量

- 第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件
- [第 J36.103 条 备用]
- 第 J36.105 条 飞越试验条件
- [第 J36.107 条 备用]
- 第 J36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量
- 第 J36.111 条 报告要求
- [第 J36.113 条 备用]

C 部分 根据第 36.803 的噪声评定和计算

- 第 J36.201 条 以 SEL 分贝为单位的噪声评定
- 第 J36.203 条 噪声级的计算
- 第 J36.205 条 详细的数据修正程序

D 部分 根据第 36.805 的噪声限制

- 第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算
- [第 J36.303 条 备用]
- 第 J36.305 条 噪声级

A 部分 基准条件

第 J36.1 条 总则

本附件规定了第 36.1 确定的和本规定 H 章对最大审定起飞重量不大于 2730 公斤（6,000 磅）的初级类、一般类和运输类直升机的替代的噪声审定要求，包括：

(a)实施根据 H 章的直升机替代的噪声审定试验所必须遵循的条件和在试验过程中根据第 36.801 条测量直升机噪声必须使用的替代的噪声测量程序；

(b)根据第 36.803 条将测得的数据修正到基准条件所必须使用的替代程序和计算以声暴露级(SEL)为噪声评定量的替代程序；

(c)根据第 36.805 条必须表明符合性的噪声限制。

第 J36.3 条 基准试验条件

(a)大气条件 必须修正到下列的噪声合格审定基准大气条件，即假定此条件存在于地面到飞机的高度位置；

(1)海平面压力 76 厘米汞柱（2116Psf）

(2)环境温度为 25℃ (77°F)

(3)相对湿度为 70%

(4)无风

(b)基准试验场地 基准试验场地为平整的,且在 A 计权时间历程的 10 分贝降各点在内的航迹的视线上没有障碍物。

(c)水平飞越基准剖面 飞越基准剖面为噪声测量站地平面上方 150 米 (492 英尺)的水平飞行。基准飞越剖面具有直线飞行航迹,直接飞过噪声监测站上空。空速稳定在  $0.9V_H$ ;  $0.9V_{NE}$ ;  $0.45V_H+120$  千米/小时 ( $0.45V_H+65$  节); 或  $0.45V_{NE} + 120$  千米/小时 ( $0.45V_{NE}+65$  节) 四个空速中的最小者。在整个 10 分贝降的时间内旋翼稳定在最大正常运行 RPM 上。

(1)为噪声合格审定  $V_H$  被定义为在有关最大合格审定重量上,使用与海平面, 25℃ 环境条件下可获得的最大连续功率相对应的最低规范发动机功率所得到的平飞状态的空速。这样被定义的  $V_H$  值必须列在旋翼机飞行手册上。

(2) $V_{NE}$  是不可超越速度。

(d) 直升机的重量应为噪声合格审定所要求的最大起飞重量。

[第 J36.5 条 备用]

## B 部分 根据第 36.801 条的噪声测量

### 第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

(a)总则 本节规定了实施噪声合格审定试验必须满足的条件和在每个测量直升机噪声的试验中必须使用的测量程序。

(b)试验场地要求

(1)在每个噪声测量站的周围地面不应有过分的吸声特性,诸如浓密的草,灌木或树木等所引起的。

(2)在飞越噪声测量值处在较 A 声级最大下降 10 分贝以内的期间,即直升机所处的噪声测量站 (地面上传声器正下方)上空的锥形空间内,不得有能明显影响飞机噪声场的障碍物存在。此锥形空间被定义为与垂直于地面的轴成  $80^\circ$  半锥角的空间。

(c)气象限制 试验必须在下列的大气条件下进行:

(1)无雨或其它降水

(2)环境气温为  $2^\circ\text{C} - 35^\circ\text{C}$  ( $36^\circ\text{F} - 95^\circ\text{F}$ ) (含),并且相对湿度为 20%—95%(含)。试验区域内的相对湿度和环境气温条件应是在 8 千赫的三分之一倍频带内的大气吸声不大于 10 分贝/100 米(30.5 分贝/1000 英尺),

(3)风速不超过 19 千米/小时 (10 节)并且侧风分量为不超过 9 千米/小时(5 节)。测量风速必须是使用连续的不大于 30 秒平均的方法。

(4)温度、相对湿度、风速、风向测量必须是在噪声监测站周围地面之上 1.2 米 (4 英尺)至 10 米 (33 英尺)高之间的位置上测量。除非经中国民用航空总局批准,否则温度和相对湿度的测量必须在噪声测量站地面上方相同高度上进行。

(5)在噪声测量站记录噪声时,没有显著影响直升机声压级的不规则的风(包括紊流)或其它异常气象条件。

(6)气象仪器的位置必须经中国民用航空总局批准,能代表直升机噪声测量地区表面附近的气象条件。某些情况下,固定的气象站(如在机场或其它设施内可以发现)可以满足

此要求。

#### (d)直升机试验程序

(1)直升机试验程序和噪声测量，必须能以本规定附件 J36.109 条(b)中所规定的称作声暴露级(SEL)的噪声评定量度的方法来进行和处理。

(2)必须使用经中国民用航空总局批准的且与正常的飞行仪表无关的方法，例如，雷达跟踪，经纬仪三角定位，激光寻迹或照相比例定位技术，确定飞机相对于噪声测量点的高度，且足够进行本规定 J36.205 条要求的修正。

(3)如果申请人所演示的直升机设计特性不能在本附件 J36.3 条规定的基准试验条件下进行，则经中国民用航空总局批准，本附件的基准试验条件可以改变为标准试验条件，但仅限于设计特性所要求的不可能符合基准试验条件的范围。

### [第 J36.103 条 备用]

#### 第 J36.105 条 飞越试验条件

(a)本节规定飞行试验条件和按本附件进行飞越噪声试验所允许的随机偏差。

(b)一组试验必须由至少六次相对方向等数量飞越飞行地面噪声站的飞行组成：

(1)水平飞行和巡航飞行；

(2)距噪声测量站上方  $150 \pm 15$  米 (492 英尺  $\pm$  50 英尺) 的高度，并且

(3)在测量站正上方  $\pm 10^\circ$  的范围内。

(c)飞越噪声试验必须如下进行：

(1) 以本附件第 J36.3 条(c)规定的基准空速飞行，在该速度做必要调整以产生与相关的基准试验条件相同的向前的翼叶叶尖马赫数。

(i) 向前的翼叶叶尖马赫数(MAT)定义为翼叶叶尖旋转速度( $V_R$ )与直升机真空速( $V_T$ )的算术和除以  $25^\circ\text{C}$  ( $77^\circ\text{F}$ ) 时的音速( $c$ ) (1135.6 英尺/秒或 346.13 米/秒)，即  $\text{MAT} = (V_R + V_T)/c$ ；并且

(ii)空速不应偏离调整过的基准空速的  $\pm 5$  千米/小时 ( $\pm 3$  节)，或经中国民用航空总局批准的等效的偏离基准的向前的翼叶叶尖马赫数。在整个飞越测量段应保持该调整过的基准空速。

(2)旋翼速度稳定在最大正常操作功率转速 RPM ( $\pm 1\%$ ) 内；并且

(3)当所测直升机的噪声级在最大 A 声级 10 分贝( $L_{A\text{MAX}}$ ) 以内的时间内，功率必须是稳定的。

(d)对本规定要求的合格审定，每一飞越试飞的重量必须在直升机的最大起飞重量  $+5\%$  至  $-10\%$  以内。

(e)尽管有本条(b)(2)的规定，如果在试验区域的环境噪声按本附件第 J36.109 条规定的要求与在本附件第 J36.109 条规定的噪声测量站测得的直升机的最大 A 声级噪声在 15 分贝以内，则可以使用中国民用航空总局批准的较低高度飞越，并且用中国民用航空总局批准的方法将结果调整到基准测量点。

### [第 J36.107 条 备用]

#### 第 J36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

##### (a)总则

(1)按本附件规定的为噪声合格审定目的的直升机噪声测量必须得自中国民用航空总局批准的声学设备和测量方法。

(2)本节(b)明确和规定了本附件要求的噪声评定测量规范。在本节的(c)和(d)中规定了要求的声学设备规范。(e)和(f)规定了本附件所要求的校准和测量程序。

(b)噪声单位定义 (1)声暴露级的值(SEL, 或记为  $L_{AE}$ )被定义为在给定的时间或事件的“A”计权声压(PA)的平方的时间积分,以分贝为声单位,它以20微帕的标准基准声压的平方以一秒的基准时间为基准。

(2)该单位由下式定义:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left( \frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt \quad \text{dB}$$

式中  $T_0$  为一秒的基准积分时间,  $(t_2-t_1)$  为积分时间间隔。

(3)本条(b)(2)的积分方程可写为如下:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0.1 L_A(t)} dt \quad \text{dB}$$

式中  $L_A(t)$  是时间变量的 A 计权声压级。

(4)在使用时,积分时间  $(t_2-t_1)$  不应小于的时间间隔为,  $L_A(t)$  最先达到其最大值( $L_{AMAX}$ )的 10 分贝以内并持续到低于其最大值的 10 分贝。

(5)SEL 可由下式近似表示:

$$L_{AE} = L_{AMAX} + \Delta A$$

式中  $\Delta A$  是时间容差,由下式给出:

$$\Delta A = 10 \log 10(T)$$

其中  $T = (t_2-t_1)/2$ ,  $L_{AMAX}$  定义以标准的基准声压( $P_0$ )的平方为基准的 A 计权声压(慢态特性)的最大值,以分贝为单位。

(c)测量系统 声学测量系统必须由经中国民用航空总局批准的与下列等效的设备组成:

- (1)传声器系统及其频响特性和与本节(d)中规定的测量和分析系统的精度相兼容。
- (2)三角架或类似的传声器安装装置对所测的声能量的干扰应减至最小。
- (3)记录和重放设备,其频响和动态范围特性应与本节(d)中要求的响应与精度相一致。
- (4)校准器为使用已知声压级的正弦波的声学校准器,如使用磁带记录系统,则为已知声压级的粉红噪声声学校准器。当使用粉红噪声(本节(e)(1)定义的)时,信号必须用均方根值(rms)的方式描述。

(d)感测、记录和重放设备

(1)测量直升机飞越噪声可以直接用积分声级计,或 A 计权声级时间历程记在设为“慢”态响应的图形声级记录仪上,从它可确定 SEL 值。经中国民用航空总局批准,可以用磁带记录机记录噪声信号为以后分析用。

(i)每次飞越试验的 SEL 值可以直接由积分式声级计得到,声级计满足国际电工委员会标准出版物第 804 号,标题是“积分平均式声级计”(已按本规定的第 36.6 条引用),对 1 型仪器设为“慢”态响应。

(ii)直升机的声学信号,与本条(e)规定的校准信号,本条(f)规定的背景噪声信号一起记录到磁带记录仪上,以后按本条(d)(1)(i)规定的积分声级计分析。磁带记录仪的记录/重放系统(包括音带)必须满足本规定 H36.109 条(c)(3)的要求。磁带记录仪必须满足 IEC 出版物第 561 号“航空器合格审定用的电一声测量仪表”,本规定第 36.6 条引用。

(iii)整个系统的特性必须与 IEC 出版物第 651 号“声级计”推荐相一致(已按本规定第 36.6 条引用),该文件给出了关于传声器、放大器、和指示仪表特性的规范。

(iv)对于在 45 赫至 11500 赫 A 计权曲线,整个系统的响应相对于敏感的等幅前进平

面波应该在 IEC 出版物第 651 号“声级计”1 型仪器的表 IV 和表 V 规定的误差限制内，该文件已按本规定第 36.6 条引用。

(v)每一次直升机飞越噪声测量传声器必须用风罩。必须将防风罩造成的衰减作为频率的函数按本条(e)要求的声学校准对测得的数据进行修正，每一修正都必须提供报告。

#### (e)校准

(1)如果直升机的声学信号是用磁带记录的用于以后分析，则测量系统和记录系统组件必须按本规定附件 H 的第 H36.109 条(e)的规定校准。

(2) 如果直升机的声学信号是直接用积分式声级计测量的，则：

(i) 在飞越试验期间，测量系统的全部灵敏性均应在系列的飞越试验前、后及中间(不超过一小时)用产生在已知频段已知声压级的正弦波噪声的声学校准器检查。

(ii)在每天的试验中，校准值的变化不超过 0.5dB，则系统的设备性能将被认为是满意的。飞越试验收集到的 SEL 数据将调整计入校准值的任何变化。

(iii)每一件校准设备包括声学校准器、基准传声器及电压插入装置的性能校准分析必须在直升机飞越试验开始前的六个月内完成。每一校准应可追踪到国家标准与技术协会。

(f)噪声测量程序 (1)传声器必须是压感电容类型的，设计成几乎一致的入射角响应。传声器应安装在其感应元件的中心高于当地地表面 1.2 米（4 英尺）并且面向入射线，使得感应元件，即膜片，基本上处于由直升机的名义飞行航迹和噪声测量站所确定的平面内。

(2)如果使用磁带记录器，在试验期间，用粉红或伪随机噪声检查，电系统的频率响应必须确定对全部读数范围内在 10dB 以内。

(3)环境噪声，包括声学背景噪声和测量系统电噪声应在试验地确定，并且系统增益应设定在直升机噪声测量所用的声级别。如果直升机声级不超过背景噪声的 15dB(A)，飞越可以在中国民用航空总局批准的较低的高度，试验结果用中国民用航空总局批准的方法调整到基准测量点。

(4)如果用积分式声级计测量直升机的噪声，仪器操作人员应监视整个飞越过程的持续 A 计权(慢态响应)噪声级，以保证 SEL 的积分过程包括最大 A 计权声级( $L_{AMAX}$ )和 10dB 降点之间飞越时间历程的所有噪声信号。仪器操作人员应记录 SEL 积分段的开始和结束时的实际的声压级 dB(A)，并将这些声级与( $L_{AMAX}$ )的值和得到噪声数据的积分时间(以秒计)按本附件的第 J36.111 条(b)的要求作为报告的一部分递交。

### 第 J36.111 条 报告要求

(a)总则 代表着物理测量结果的数据或对测得的数据的修正，包括对测量结果所作的设备响应偏差的修正必须以永久的方式记录下来，并附在记录上。每项修正须提交中国民用航空总局批准。

(b)数据报送 完成试验后必须把包括下列数据的试验报告提交中国民用航空总局：

(1)用与本附件的第 J36.109 条中规定的标准相符合的设备所测得的和修正后的声压级。

(2)用于所有声测量和分析的设备的型号以及航空器性能、飞行航迹和气象数据。

(3)在整个试验过程中测得的、为验证符合本附件而需要的大气环境数据。

(4)当地地形条件，地面覆盖物，以及那些能影响声记录的事件。

(5)直升机的下列信息：

(i)直升机、发动机和旋翼的型号、型别和系列号（如果有的话）。

(ii)直升机的总尺寸和发动机及旋翼的位置、旋翼的桨叶数、反扭矩系统的型号、发动机和旋翼的基准运行条件。

- (iii)可能影响直升机噪声特性的非标准设备的任何更改。
  - (iv)按本附件要求审定的最大起飞重量。
  - (v)航空器的形态, 包括起落架的位置。
  - (vi) $V_H$  和  $V_{NE}$  空速(取小者)及修正过的基准空速。
  - (vii)每一试验飞行的航空器的总重。
  - (viii) 每一试验飞行的指示空速和真空速
  - (ix)每一试验飞行的地速, 如果测量。
  - (x) 由航空器仪表和制造商的数据所确定的直升机发动机的性能
  - (xi)直升机的飞行航迹(相对于地面的高度), 以评估时的噪声测量站为基准(以米计), 此航迹必须是由中国民用航空总局批准的与正常飞行仪表无关的方法确定的, 如雷达跟踪, 经纬仪三角定位, 激光定位, 照相比例定位等技术。
- (6)直升机位置和性能数据要求按照第 J36.205 条的规定修正, 必须按中国民用航空总局批准的采样率记录本规定第 J36.105 条规定的演示符合性的性能和位置限制。

[第 J36.113 条 备用]

### C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算

#### 第 J36.201 条 以 SEL 分贝为单位的噪声评定

(a)必须使用本附件第 J36.109 条(b)规定的单位为 dB(A)声暴露级(SEL)进行噪声评定测量。每次飞越的 SEL 值可以直接用积分式声级计确定。积分式声级计的规范和这些仪器的使用管理要求见本附件第 J36.109 条。

#### 第 J36.203 条 噪声级的计算

(a)为验证符合本附件第 J36.305 条的噪声级限制, 每次有效飞越的 SEL 噪声级, 按本附件第 J36.205 条修正到基准条件后, 必须对该系列飞越算术平均得到一个 SELdB(A)平均值。除非有中国民用航空总局的规定或批准, 不得在平均过程中取消某一飞越飞行。

(b)直升机飞越审定测量可接受的最小采样数是 6 次。最小采样数必须足够大以便在不超过 1.5dB(A)的范围内建立统计上的 90%置信度。

(c)所有使用的数据和按本条要求进行的计算, 包括 90%置信度的计算必须成文并按本附件第 J36.111 条的报告要求进行提供。

#### 第 J36.205 条 详细的数据修正程序

(a)如果按本附件 B 测量的合格审定试验条件不符合在本附件第 J36.3 条规定的基准条件, 则必须按本条(b)(c)规定的方法对测得的噪声数据进行适当的调整。至少, 高度偏离基准条件和基准空速与调整的基准空速之间的差别必须做适当调整。

(b)对偏离基准高度调整可近似表示为:

$$\Delta J1 = 12.5 \log_{10}(H_T/150) \text{dB}$$

式中  $\Delta J1$  是以分贝为单位的量值, 必须以代数值加到测得的 SEL 噪声值上以修正偏离基准飞行航迹,  $H_T$  是直升机直接飞过噪声测量点的试验高度, 以米为单位, 常数 12.5 为计及球状传播的效应和偏离基准高度的持续时间的的影响。

(c)基准空速和基准调整空速之间的差别的调整由下式计算得到:

$$\Delta J3=10\log_{10}(V_{RA}/V_R)\text{dB}$$

式中 $\Delta J3$ 是以分贝为单位的量值，必须以代数值加到测量的 SEL 噪声级以修正在噪声测量站接受到的飞越测量期间基准空速调整的影响， $V_R$ 是本附件第 J36.3 条(c)规定的基准空速， $V_{RA}$ 是本附件第 J36.105 条(c)规定的调整基准空速。

(d)除本附件第 J36.105 条(c)规定的基准空速调整要计入噪声源的变化外，在飞越期间不必对噪声源做修正。

(e)不必对基准地速和实际地速的差别做修正。

(f)不必对偏离基准条件的大气衰减做修正。

(g)按本附件第 J36.105 条规定对 SEL 的调整试验和基准飞程序序的差别必须小于 2.0dB(A)，除非更大的调整值得到中国民用航空总局的批准。

(h)所有使用的数据和按本条进行的计算必须形成文件，并按本附件第 J36.111 条规定的报告要求提供。

## D 部分 根据第 36.805 条的噪声限制

### 第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算

必须根据本附件的 B 部分和 C 部分进行噪声级的测量，评定和计算，以表明符合本附件的本规定分。

[第 J36.303 条 备用]

### 第 J36.305 条 噪声限制

为满足本附件，计算得的直升机在本附件第 J36.101 条规定的测量点上噪声级必须不超过如下值(不同重量间的数值用内推法)：

(a)对初级类、一般类、运输类、和具有最大审定起飞重量不超过 2730 公斤（6000 磅）并按本附件进行噪声试验的直升机，在最大审定起飞重量下，第二阶段噪声限制相对于 800 公斤（1764 磅）是 82 分贝(SEL)，每增加一倍重量增加 3.01 分贝。该限制可以由下述方程表示：

$$L_{AE}(\text{limit})=82+3.01[\log_{10}(\text{MTOW}/800)/\log_{10}(2)]\text{dB};$$

按本附件审定要求，MTOW 是最大起飞重量，以公斤为单位。

(b)本附件要求的程序应按国际电工委员会 IEC 出版物第 804 号标题为“积分平均式声级计”（1985 年第一版）进行。

## 关于《航空器型号和适航合格审定噪声规定》的说明

航空器噪声是机场及其周边地区噪声的主要声源，控制航空器噪声是控制机场噪声的源头和主要手段之一。在人们对环境保护要求日益迫切的情况下，国际民航组织和各国政府越来越重视对航空器噪声的控制。国际民航组织制定了航空器噪声审定的建议标准—国际民航公约附件 16（第 I 卷）《环境保护国际标准和措施》，把航空器按噪声水平分成第一、二、三章标准的飞机（即本规定中的第一、二、三阶段飞机）。目前，一些发达国家和地区已经对第二章标准的飞机实施退出机制，并且对不符合第三章标准的

飞机飞入这些地区加以运行限制。为了使我国民用航空器的设计制造满足国际通行的噪声标准，促进我国民族航空工业的健康发展，进一步加强与国际间的交往，并且避免发达国家和地区淘汰的不符合三阶段标准的飞机流入我国而受到运行限制，造成更大的经济损失和环境压力，中国民用航空总局决定制定并发布中国民用航空规章《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)（以下简称 CCAR-36）。

中国民用航空总局依据《中华人民共和国民用航空法》第三条，充分研究了国际民航公约附件 16（第 I 卷）、美国联邦航空条例第 36 部(FAR36)和欧洲联合适航标准第 36 部，全面调查了国内航空器运行的噪声状态，对在我国实行该规章进行了可行性分析，经广泛征求公众意见，制定该规章。现将规章制定的有关问题说明如下：

### 一、制定依据和背景

本规定依据《中华人民共和国民用航空法》第三条：中国民用航空总局负责对全国民用航空活动实施统一监督管理。航空器噪声源自航空器的设计和制造。治理航空器飞行造成的噪声污染必须规范航空器的设计制造，这属于航空器型号和适航合格审定的内容。航空器飞行必然产生噪声，但其噪声水平应当有一个科学的限度。该限度应当定位于对噪声的可接受程度与当代航空器设计制造能够达到的水平之间。对此国外已有相当充分的研究。借鉴其他航空发达国家与国际民航组织的研究结果是科学可行并能够与国际规定接轨的方式。本规定的噪声标准应当看作是航空器是否能够进行合法飞行活动的噪声限制准则。

### 二、参考文件

本规定的主要参考文件是国际民用航空公约附件 16（第 I 卷）《环境保护国际标准和措施》和美国联邦航空条例第 36 部《噪声标准：航空器适航和型号合格审定》（至修正案 36-22）。国际民用航空公约附件 16 对所有缔约国给出的建议标准，是我们编制本规定的重要参考文件。考虑到美国噪声标准与国际民航组织的要求基本一致，包含了对现有机型的具体处理经验，提供了现有机型噪声状态的数据库，实用性较强，因此，本规定借鉴《美国联邦航空条例第 36 部》的主要内容和格式。

### 三、关于超音速飞机

现在世界上实际投入运行的商业超音速飞机只有协和式飞机，国际民用航空公约附件 16 和美国联邦航空条例第 36 部也只对协和式飞机噪声测试程序做了规定，没有规定通用的超音速飞机噪声标准，而且协和式飞机也已不再生产和销售，所以本规定中有关超音速飞机噪声标准的内容暂时空缺，需要时再予以补充。

#### 四、计量单位

本规定中的计量单位采用国际单位制。考虑到国外航空器噪声测量基本采用英制单位，所以将英制单位保留在括号中供参考。

#### 五、某些条款的说明

##### (一) 关于第 36.1 条 适用范围和定义

1. 按照中国民用航空规章《民航航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21) 对各类机型的型号证件和适航证件规定了合格审定的环境要求。但该环境要求属于原则规定，本规定对环境要求中的噪声要求做出了具体规定。

2. 我国部分已取得适航批准的国产航空器未进行噪声验证，且在短时间内也无法确定其噪声符合性。为处理以上问题，本规定第 36.1 条(a)(1)、(2)和(4)规定“除民航总局另有规定外”的内容，为今后处理以上问题留有另作规定的余地。

3. 美国 FAR36.1(d)和(e)分别对美国运输类大型飞机、涡轮喷气式飞机、螺旋桨通勤类飞机和螺旋桨小飞机等特定飞机作出噪声豁免，但这种情况不适用于我国的实际情况。国产 Y7、Y8 型系列飞机的申请颁证期间属于国际民用航空公约附件 16 第 3 章标准的飞机，对应 FAR36 的规定，应当满足第三阶段噪声标准。目前在不掌握这些飞机的噪声水平的情况下，无法给出合适的规定，在将来掌握情况的条件下再做出具体规定。

##### (二) 关于本规定第 36.7 条 声学更改： 运输类大型飞机和涡轮喷气式飞机

本条(a)的适用范围较 FAR36.7 增加了对认可的规定，即在本规定中由 FAR 的“批准”改为“批准或认可”，对其他各类机型涉及此类问题均按此办理。

##### (三) 关于第 36.501 条 噪声限制

本规定附件 F 和附件 G 对中国民用航空规章《正常类、实用类、特技类飞机适航标准》(CCAR-23) 所规范的飞机规定了不同的噪声测量方法，其有效性按噪声合格审定时间划分，而 FAR36 和国际民用航空公约附件 16 规定了不同的时间界限，根据我国实际情况，本规定采用了国际民用航空公约附件 16 规定的时间，即 1988 年 11 月 17 日。

##### (四) 关于第 36.1583 条不必符合噪声限制的农业和灭火用飞机

本条按国际民用航空公约附件 16 的规定，对农业和灭火用途的飞机免除噪声要求。