

267/1053-B



NUAA2009061716

V267  
1053-B1



# 咨询通告

中国民用航空局航空器适航审定司

编号: AC-36-AA-2008-04

下发日期: 2008年3月17日

## 航空器型号与适航合格审定 噪声规定(附件)



2009061716

# 目 录

目 录.....	1
附件 1 航空器噪声合格审定程序使用的环境技术手册.....	1
术语表.....	2
第 1 部分 总则.....	5
1.1 目的.....	5
1.2 框架.....	5
1.3 等效程序整合到噪声符合性验证计划中.....	6
1.4 对于衍生型号审定噪声级的改变.....	7
1.5 重新审定.....	9
第 2 部分 亚音速喷气飞机的等效程序.....	10
2.1 飞行试验程序.....	10
2.1.1 航迹切入程序.....	10
2.1.2 通用的飞行试验程序.....	11
2.1.2.1 噪声, 功率, 距离数据的来源.....	11
2.1.2.2 确定噪声级改变的程序.....	14
2.1.3 横侧审定噪声级的确定.....	14
2.1.4 减功率的起飞飞越噪声级.....	16
2.1.5 在非基准点的测量.....	16
2.1.6 试验的大气条件.....	17
2.1.7 基准进场速度.....	17
2.2 分析程序.....	18
2.2.1 减功率的飞越噪声级.....	18
2.2.2 基于分析方法的等效程序.....	19
2.3 静态试验和映射到飞行噪声级.....	20
2.3.1 概述.....	20
2.3.2 静态试验映射到飞行数据的限制.....	21
2.3.3 发动机静态试验.....	23
2.3.3.1 概述.....	23
2.3.3.2 试验场地的要求.....	24
2.3.3.3 发动机钟形进气道.....	24
2.3.3.4 流量控制装置.....	24
2.3.3.5 测量和分析.....	26
2.3.3.6 传声器位置.....	26
2.3.3.7 声影.....	27
2.3.3.8 发动机功率试验条件.....	28
2.3.3.9 数据系统的兼容性.....	28
2.3.3.10 数据获得、分析和标准化.....	29
2.3.4 静态发动机数据到飞机飞行条件的映射.....	29
2.3.4.1 概述.....	29
2.3.4.2 标准化至基准条件.....	31

2.3.4.3	纯音和宽带噪声的分离.....	31
2.3.4.4	噪声源的分离.....	32
2.3.4.5	噪声源位置影响.....	33
2.3.4.6	发动机飞行条件.....	35
2.3.4.7	噪声源运动效应.....	35
2.3.4.8	飞机构型影响.....	37
2.3.4.9	机身噪声.....	37
2.3.4.10	有关航迹的考虑.....	38
2.3.4.11	总的噪声频谱.....	38
2.3.4.12	EPNL 的计算.....	39
2.3.4.13	噪声级的更改.....	39
第 3 部分	大于 9000 公斤螺旋桨飞机的等效程序.....	41
3.1	飞行试验程序.....	41
3.1.1	航迹切入程序.....	41
3.1.2	通用的飞行试验程序.....	41
3.1.3	横侧审定噪声级的确定.....	42
3.1.4	非基准点的测量.....	43
3.1.5	基准进场速度.....	44
3.2	分析程序.....	44
3.3	地面静态试验程序.....	45
3.3.1	概述.....	45
3.3.2	试验场地特征.....	45
3.3.3	燃气发生器的静态试验.....	45
第 4 部分	不超过 9000 公斤的螺旋桨飞机的等效程序.....	47
4.1	源噪声修正.....	47
4.1.1	定距螺旋桨.....	47
4.1.2	变距螺旋桨.....	48
4.2	起飞试验和基准程序.....	49
第 5 部分	直升机的等效程序.....	50
5.1	飞行试验程序.....	50
5.1.1	噪声合格审定指南.....	50
5.1.2	机上飞行数据的获得.....	59
5.1.3	确定噪声级改变的程序.....	61
5.1.4	温度和相对湿度的测量.....	62
5.1.5	反常试验条件.....	63
第 6 部分	评估方法.....	65
6.1	频谱的不规则性.....	65
6.2	环境噪声级.....	66
6.3	数据库的建立和扩展.....	66
6.4	试验环境修正.....	67
6.5	飞机航迹测量的惯导系统.....	67
6.6	用完整的修正方法计算 EPNL.....	68
6.7	声速的计算.....	72
第 7 部分	测量和分析设备.....	73

第 8 部分 噪声合格审定计算机程序软件和静态 - 飞行映射过程	
相关文档的控制 .....	74
8.1 引言 .....	74
8.2 软件控制计划 .....	74
8.2.1 构架索引 .....	74
8.2.2 软件控制计划 .....	74
8.2.3 设计描述 .....	75
8.2.4 确认过程 .....	75
8.3 适用性 .....	75
第 9 部分 倾斜旋翼机噪声合格审定指南 .....	76
参考文献 .....	77
图 表 .....	78
附录 1 置信区间的计算 .....	90
附录 2 频谱不规则性的识别 .....	106
附录 3 从飞机噪声数据中去除环境噪声级影响的程序 .....	109
附录 4 人工计算有效感觉噪声级的参考图表 .....	111
附录 5 ICAO 附件 16 第 I 卷第 10 章的小型螺旋桨飞机合格审定	
源噪声修正的基准飞越高度和基准条件的计算实例 .....	117
附录 6 高海拔试验场试验噪声数据的修正 .....	122
附录 7 倾斜旋翼机噪声合格审定指南的技术背景信息 .....	125
附录 8 飞机从 ICAO 附件 16 第 I 卷第 3 章重新审定到一个	
更严格的标准的评估标准 .....	126
附件 2 VNTSC 合格审定验证包 .....	127
附件 3 受背景噪声影响的航空器噪声级修正指南 .....	141
附件 4 螺旋桨小飞机和通勤类飞机的等效程序及“无声学更改”的证明 .....	153

## 附件 1 航空器噪声合格审定程序使用的 环境技术手册

本手册是国际民航组织航空环境保护委员会指导小组批准的修订版，包括了经国际民航组织（ICAO）航空环保委员会（CAEP）相关工作组批准的材料，目的是使局方、噪声合格审定申请人和其他感兴趣的团体获得经工作组批准的最新信息，消除在 CAEP 会议之后正式出版的滞后。最新经批准的修订版可以在会议之前提交给 CAEP 正式背书，之后由 ICAO 出版。

## 术语表

本手册中使用的符号和缩略语与1993年7月出版的ICAO附件16第I卷第三版中所包含的一致。

符号	单位	说明
c	米/秒	声速
CI	dB	所做计算的90%置信区间，以分贝为单位
D	米	基于总喷管出口区域的尾喷管直径
EPNL	EPNdB	有效感觉噪声级
F	N	发动机净推力
f	Hz	三分之一倍频程中心频率
ICD	-	流入控制装置
K	-	常数
L	dBA	A加权声压级
M	-	马赫数
M <sub>H</sub>	-	螺旋桨桨尖马赫数
MAP	in.Hg	总管气压
N <sub>P</sub>	rpm	螺旋桨转速
N <sub>1</sub>	rpm	涡轮发动机低压转子转速
OASPL	dB	总声压级
PNL	PNdB	感觉噪声级
PNLT	TPNdB	纯音修正感觉噪声级

PNLTM	TPNdB	最大纯音修正感觉噪声级
S	-	斯德鲁哈尔数( $fD/V_j$ )
SHP	kW	轴马力
SPL	dB	相对基准 $20\mu\text{Pa}$ 的声压级
TCL	$^{\circ}\text{C}$	发动机中心高度处气温
TMIC	$^{\circ}\text{C}$	地面传声器高度处气温
$V_j$	米/秒	周围环境等熵膨胀的射流速度
V	米/秒	航空器空速
$V_y$	米/秒	航空器最佳爬升率速度
WCL	千米/小时	发动机中心高度处平均风速
$x$	米	距喷嘴出口下游距离
$\delta_{\text{amb}}$	-	飞机高度环境大气的绝对静压与平均海平面国际标准大气气压 ( $101.325\text{kPa}$ ) 的比值
$\theta_2$	-	飞机高度的大气绝对静态温度与国际标准大气条件下海平面的大气绝对温度 ( $288.15^{\circ}\text{K}$ ) 的比值
$\mu$	-	发动机功率相关参数, 或平均值 (见附录1)
$\lambda$	度	声音发射时飞行方向上的航迹与连接飞机和传声器的直线之间的夹角
$\sigma$		某一高度与国际标准大气条件下海平面的大气密度的比值

## 下标

flt	有关飞行条件的量
max	最大值
ref	有关基准条件的量
static	有关静态条件的量
test	有关试验条件的量
DOP	有关多普勒的量

## 缩略语

ESDU	工程科学数据库
ISA	国际标准大气
NPD	噪声功率距离
SAE AIR	汽车工程师协会 - 宇航科研情报报告
SAE ARP	汽车工程师协会 - 航空操作规程建议

注：文件中使用log的地方，均表示以10为底的对数。



## 第 1 部分 总则

### 1.1 目的

1.1.1 编写本技术手册的目的在于促进附件16第I卷技术程序执行的一致性，并且提供指导以保证审定部门能同样严格地应用相同的标准来审批等效程序的使用。

1.1.2 此手册为等效程序的广泛应用提供指导，这些等效程序附件16第I卷噪声合格审定要求符合性验证的技术手段已经被普遍接受。这些程序在附件16第I卷中有所提及，但在相关章节噪声符合性评价方法的附录中有详尽的描述。

1.1.3 除非有经审定部门批准的等效程序，否则必须使用附件16第I卷中的程序。等效程序不局限于在此描述的，如有新的程序出台，本手册的内容会进行扩充。

1.1.4 鉴于此手册的目的，等效程序虽然是一种不同于附件16第I卷中规定的试验或者分析程序，但通过审定部门的技术评判，可以有效地获得与其相同的噪声级。

1.1.5 参考附件16第I卷的相关修正案。

### 1.2 框架

等效程序分成两大类，一类为通用型，一类仅适用于特殊航空器类型。例如，一些涉及测量设备的等效程序可以运用于所有类型，但是一个特定的试验程序可能仅适用于涡喷飞机，而不适用于涡桨飞

机。因此本技术手册仅限于为附件16第I卷中所包括的各种类型航空器，即喷气及螺旋桨推动的大飞机和小飞机以及直升机等，提供相关的资料。用于每种航空器类型的等效程序在独立的章节进行介绍。每个章节主要包括飞行试验的等效性、分析程序的使用和评定程序的等效性。

### 1.3 等效程序整合到噪声符合性验证计划中

1.3.1 在进行噪声审定之前，申请人通常必须向审定部门提交一份噪声符合性验证计划。这份计划中包括申请人提出的符合性方法。审定部门批准该计划以及建议的等效程序。本手册中的程序根据具体的应用分组。任何程序或一组程序等效性的确定必须考虑所有与合格审定申请相关的实际情况。

1.3.2 申请人可能出于很多原因请求使用等效程序，如：

- a) 利用以前该型号飞机经过审定的试验数据；
- b) 允许和鼓励更可靠地证明一个飞机型号各个衍生型中噪声级的微小差异；和
- c) 通过将飞机试验时间，场地使用，装备和人员费用控制到最低程度，将附件16第I卷的符合性验证成本降到最低。

1.3.3 本手册包含的材料仅用于技术指导。引用先前已被批准的等效程序的实例并不说明只有这些等效程序才是可以接受的，这些程序的提出也并不意味着它们的使用将受到任何形式的限制，也不表示对进一步使用这些等效程序承担义务。

## 1.4 对于衍生型号审定噪声级的改变

1.4.1 本手册给出的等效程序中有许多涉及衍生型号，使用这些程序，通过对“飞行数据”航空器（即按附件16第I卷的飞行试验测量噪声级的航空器）噪声级的调整获得衍生型号的审定噪声级。

1.4.2 “飞行数据”航空器与衍生型号之间的物理差异有多种形式，例如，起飞重量的增加，发动机推力的增大，动力装置、螺旋桨或旋翼类型的改变等。其中有些形式会改变航空器与噪声审定基准点的距离，而另外一些会改变噪声源的特性。确定衍生型号审定噪声级所使用的程序取决于航空器的变更。然而，类似的变更，例如使用不同厂家的发动机，应该按照相同的程序获得每一种衍生型号的审定噪声级。

1.4.3 航空器/发动机的型号设计更改和机身/发动机性能的变化可能导致航空器非常小的噪声级变化，没有声学上的意义，属于非声学更改。本手册中，不会导致航空器审定噪声级变化的非声学更改被定义为：

a) 在任一噪声测量点经审定部门批准的航空器噪声级变化不超过0.1dB，并且申请人不用跟踪。

b) 在任一噪声测量点经审定部门批准的航空器噪声级累积的变化总和大于0.1dB，但是不超过0.3dB，申请人具有经批准的跟踪程序。

1.4.4 噪声合格审定中，用于1.4.3b中确定型号的跟踪程序基于以下标准批准：

a) 申请人具有噪声审定数据库的所有权和基于航空器/发动机

型号基础上的追踪程序；

b) 当累积变化超过0.3dB时，要求符合附件16第I卷的要求。航空器审定噪声级不能够建立在噪声增量总和的基础上；

c) 噪声级下降不应该包括在跟踪过程中，除非型号设计更改是对所有在役航空器进行的改进，并且最新生产的航空器已经包括；

d) 航空器/发动机设计更改导致的噪声级增加，应该包括在跟踪过程中，而不考虑在役航空器的改进范围；

e) 航空器/发动机型号的跟踪，除了发动机设计更改以外，还应该包括机体和性能的更改；

f) 跟踪的噪声增量应该基于最敏感的噪声条件确定，并且应该能够用于航空器/发动机型号的所有构型；

g) 对于不再适用于设计更改增量的跟踪程序，应该修订；

h) 变化值应该保留两位小数（例如0.01dB），在判断非声学更改时不应该四舍五入。（例如，0.29dB=非声学更改；0.30dB=非声学更改；0.31dB=声学更改）；

i) 申请人应该持有给予机身/发动机型号跟踪程序批准的所有非声学更改的正式文件。跟踪的数据清单将被存放每个噪声合格审定验证档案中。

j) 由于关于直升飞机和轻型螺旋桨飞机章节的适用日期，一些航空器不要求具有审定的噪声级。然而这些航空器的一些更改可能会影响噪声特性。在这种情况下，按照非声学更改的标准，使用审定部门批准的程序来处理。

## 1.5 重新审定

1.5.1 重新审定被定义为具有或没有噪声级修订的航空器，按照与最初审定采用的不同标准进行合格审定。

1.5.2 对于航空器从ICAO附件16第I卷第3章的标准到可能只对新型号直接应用的更加严格标准的重新审定，应该在确定符合性的根据与相关的新型设计具有同样满意度的基础上批准同意。审定部门确定重新审定的审定基础的日期应该是第一次重新审定申请的接受日期。

1.5.3 在1.5.2段中描述的与重新审定有关的根据，应该基于附录8进行评估。

## 第 2 部分 亚音速喷气飞机的等效程序

噪声验证试验的目的是获得数据，以确定在基准条件下（第 2 章飞机见附件 16 第 I 卷的 2.6 节，第 3 章飞机见 3.6 节）正确、可靠的飞机噪声特性。另外，附件 16 还规定了许多试验条件和将测量数据修正至基准条件的程序。

### 2.1 飞行试验程序

对于涡轮喷气飞机和涡轮风扇飞机，用以下方法可以得到与附件 16 第 I 卷第 2、3 章程序等效的结果。

#### 2.1.1 航迹切入程序

2.1.1.1 代替附件 16 第 I 卷附录 1 的 9.2 和 9.3 段或附录 2 的 9.2 段中描述的完整起飞及着陆剖面的航迹切入程序，已经被用于满足噪声合格审定的验证要求。切入程序也用于本技术手册 2.1.2 节中描述的广义飞行试验程序的实施。使用航迹切入程序，就不需要进行实际的起飞和着陆（在大总重的情况下可以降低费用和便于操作），大量减少了试验时间，并且减少了场地选择的问题。短的试验周期使试验过程中气象条件稳定的可能性更大，飞机磨损和燃料消耗减少，可以提高了获得的噪声数据的一致性和品质。

2.1.1.2 图 1(a)给出了一个典型的起飞剖面。飞机在 A 点开始稳定地平飞，至 B 点使用起飞功率，开始爬升。在 C 点达到稳定的爬升条件，切入基准起飞航迹并且持续到噪声合格审定起飞航迹结束。

D 点是建立基准航迹理论上的起飞离地点。如果要使用减功率，则 E 点就是减功率起点，F 点是噪声合格审定起飞航迹的终点。TN 是与 K 点的噪声测量同步进行的飞机位置测量的距离。

2.1.1.3 进场时，飞机通常沿着计划好的飞行轨迹飞行，同时保持稳定的构型和功率，直到 PNLTM 的 10dB 降之外。飞机接着进行盘旋而不继续着陆（见图 1(b)）。

2.1.1.4 由于进场噪声 - 功率 - 距离数据的开发（见 2.1.2.1），在所需推力的典型范围内，可以不满足附件 16 第 I 卷的 2.6.2 和 3.6.3 和 3.7.5 中限定的速度和进场角度。进场时，速度应该保持在  $1.3V_S + 19$  千米/小时  $\pm 9$  千米/小时（ $1.3V_S + 10$  节  $\pm 5$  节）之内，飞越传声器上方的高度保持在 400 英尺  $\pm 100$  英尺。而在试验推力之下的进场角，应该由航空器的重量、构型、速度和推力等条件确定。

2.1.1.5 飞行剖面必须与附件 16 第 I 卷中的试验要求相一致，在相应的一段距离上，噪声测量点处至少可以获得比最大纯音修正感觉噪声级低 10dB 的噪声级。

## 2.1.2 通用的飞行试验程序

以下等效的飞行试验程序已经用于噪声合格审定符合性验证。

### 2.1.2.1 噪声，功率，距离数据的来源

2.1.2.1.1 飞机在包含全起飞功率和减功率的功率范围内，按照附件 16 第 I 卷中 3.6.2 段定义的起飞程序，或本手册 2.1.1 部分描述的更为典型的航迹切入程序，飞过横侧和航迹下方的传声器。每次噪声测量都要建立目标试验条件。这些目标试验条件确定了飞行程

序、所选择的气动构型、飞机重量、功率、空速和在进场测量位置最近点的高度。目标空速的选择和试验重量的变化，这些试验因素可能的组合会影响飞机的攻角或姿态，从而影响飞机声音的产生或者声音传播的几何关系。如果试验是在适合每个试验重量的起飞基准空速下进行的，在所有试验重量下，飞机的攻角基本保持恒定。

（例如，如果飞机合适的起飞基准空速为  $V_2 + 15$  节，将每次试验重量的目标空速设置为  $V_2 + 15$  节，实际空速的大小将随着每次试验的重量变化，但是飞机的攻角基本保持恒定）。或者，对许多飞机而言，如果所有试验都在最大起飞重量相对应的起飞基准空速下进行，在所有试验重量下，飞机的姿态基本保持恒定。（例如，如果飞机近似的起飞基准空速为  $V_2 + 15$  节，将每个试验重量的目标空速设置为  $V_2 + 15$  节，对应于起飞重量；每个试验重量的空速值保持恒定，并且飞机的姿态基本保持恒定）。了解这些潜在的飞机敏感因素可以指导在试验计划中选择目标空速及试验重量，以限定能够显著影响噪声数据的飞机攻角或姿态过多的变化。在每个条件实施时，飞行员应将飞机“设定”在合适的条件，以便在目标高度窗内通过噪声测量点，同时在整个 10dB 降期间，将目标功率和空速保持在允许的容差范围内。

2.1.2.1.2 经过足够数量的噪声测量，来建立在给定距离上横侧和飞越情况下的噪声 - 功率曲线。通过计算或利用附加的飞行试验数据在一定距离范围上拓展这些曲线，形成广义噪声数据库。此数据库用于“飞行数据”和衍生型号的噪声审定，通常被称为噪声 -



功率 - 距离图 (NPD)。如果在 NPD 图范围内的任何一部分, 按照附件 16 第 I 卷的 9.1.2 和 9.1.3 段计算 EPNdB 的标准, 要求使用完整的程序, 那么整个 NPD 图都应使用这个程序。均值曲线的 90% 置信区间通过这些数据来建立 (见附录 1 的 2.2 段)。

注: 同样可以使用附件 16 第 I 卷给定的速度和飞机构型, 或者更典型的, 使用本手册 2.1.1 节所述的飞行试验程序, 在进场功率范围内飞过航迹下方的传声器, 来生成适用于进场噪声衍生的 NPD 图。

2.1.2.1.3 用于数据修正的飞行试验数据 (如速度和高度) 的实用性, 应该在编制试验计划时考虑, 它可能会在没有进一步的飞行试验, 特别是空速对源噪声级的影响显著时, 限制衍生型号的发展。高海拔试验场对喷气噪声的影响也应该在编制计划时考虑。附录 6 详细说明了高海拔试验场的批准条件。如果对噪声数据进行喷气噪声源的修正, 附录 6 的修正方法是经过批准的。

2.1.2.1.4 起飞、横侧和进场噪声在一定距离范围内的测量值, 应该按照附件 16 第 I 卷的附录 1 (第 2 章飞机) 或者附录 2 (第 3 章飞机) 描述的程序, 修正至基准速度和大气条件。之后, 可由修正的有效感觉噪声级 (EPNL)、功率和距离信息建立 NPD 图。曲线给出了一段距离内的 EPNL 值和发动机噪声性能参数 (见附件 16 第 I 卷, 附录 2 的 9.3.4.1 段)。参数通常是修正的低压转子转速  $N_1/\sqrt{\theta_2}$  或者修正的净推力  $F_N/\delta_{amb}$  (见图 2), 其中:

$N_1$  是实际的低压转子转速;