

文章编号: 1006-1355(2014)03-0211-05

# 大型民用飞机噪声适航合格审定试飞方法研究

张晓亮, 张跃林, 宋国智

(中国飞行试验研究院 飞机飞行试验技术研究所, 西安 710089)

**摘要:** 对大型民用飞机噪声适航合格审定试飞的基准程序和等效方法进行探讨和分析。提出一种等效方法并从测量点布置、试验方法、试验程序、数据修正方法和NPD数据库建立等方面进行介绍, 比较等效方法和基准程序, 分析等效方法的优缺点。

**关键词:** 声学; 噪声审定; 大型民用飞机; 试飞方法; 基准程序; 等效方法

中图分类号: V216.5<sup>+</sup>4

文献标识码: A

DOI编码: 10.3969/j.issn.1006-1355.2014.03.045

## Research of Noise Certification Flight Test Methods for Large Civil Airplanes

ZHANG Xiao-liang, ZHANG Yue-lin, SONG Guo-zhi

(Department of Aircraft Flight Test Technology, Chinese Flight Test Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Basic procedure and equivalent methods in noise certification flight test of large civil airplanes are investigated and analyzed. An equivalent method is proposed and introduced concerning the noise test-points arrangement, measurement method, test procedure, data analysis method, NPD database setting up, etc. The advantages and disadvantages of the equivalent method are analyzed by comparing the equivalent method with the basic method.

**Key words:** acoustics; noise certification; large civil airplane; flight test; basic procedure; equivalent method

引言当前, 我国大型民用飞机研制已经进入快速发展轨道, 在面临着行业发展大好形势的同时, 必须解决相关法规对飞机安全性、舒适性、先进性和环保性做出详细要求而带来的一些问题。噪声问题是环保问题的重中之重, 它关系到飞机型号研制成功与否, 一旦飞机适航噪声不满足相关规定的要求, 将直接迫使飞机设计出现重大改型, 甚至导致型号研制失败。

我国的ARJ 21-700飞机的适航取证试飞正在紧张地进行, 大客等大型民用飞机也都在研制中, 相关的噪声试飞工作也正紧锣密鼓的准备着。科学合理的噪声审定试飞可以促进这些型号的研制与试验进度, 还能为它们的改进提供强有力的支持, 第一, 倘若飞机噪声不满足要求, 可以给飞机进行优化设计提供支持, 促进型号研制; 第二, 倘若对飞机设计进

行更改, 可以进行理论预计适航噪声, 加快试飞进度, 为型号项目带来巨大的经济效益。

本文在对CCAR 36部规定的民用飞机适航合格审定噪声试飞方法分析的基础上, 提出一套噪声适航合格审定试飞等效方法。

### 1 基准程序

中国民用航空总局(以下简称CAAC)颁布的CCAR 36部《航空器型号和适航合格审定噪声规定》对噪声合格审定试飞的噪声测量和评定、噪声测量点、最大噪声级、基准程序和试验程序都有严格的规定, 飞越、横侧和进场噪声必须在规定的程序和条件下测量得到, 并修正到基准条件下, 数据样本数必须足够大, 确保三项噪声合格审定中的每一个平均噪声级, 在统计上所确立的90%置信区间都不超过 $\pm 1.5$  EPN dB。

试验的基准条件<sup>[1]</sup>是:

- 1) 海平面大气压力为1 013.25 hPa;
- 2) 环境温度为25 °C, 即, 国际标准大气状态+10 °C;

收稿日期: 2013-08-07

作者简介: 张晓亮(1980-), 男, 吉林省榆树市人, 学士, 目前从事航空声学 research。

E-mail: bitliang\_2006@126.com

3) 相对湿度为 70 %;

4) 无风;

5) 跑道梯度为零。

基准噪声测量点包括:

1) 横侧基准噪声测量点: 位于与跑道中心线及其延长线相平行, 距离跑道中心线 450 m (双发喷气式飞机) 的边线上, 飞机离地后噪声级最大的一点;

2) 飞越基准噪声测量点: 位于跑道中心线的延长线上, 距起飞滑跑起点 6 500 m 处;

3) 进场基准噪声测量点: 位于跑道中心线的延长线上, 距跑道入口 2 000 m 处。

飞机的噪声限制<sup>[2]</sup>是按飞机所处阶段、飞机重量和发动机数目确定的, 目前按照年代划分成四个阶段, 第四阶段噪声限制<sup>[3]</sup>是在第三阶段噪声限制的基础上提出的。例如, ARJ 21-700 飞机处于第四阶段, 它的飞越、横侧和进场第三阶段最大噪声限值分别为 90.5 EPN dB、95.0 EPN dB、97.4 EPN dB, 因此 ARJ21-700 飞机的第四阶段噪声限制如下:

1) 任何一个测量点的噪声级不能超过第三阶段限值;

2) 三个测量点的噪声级与第三阶段噪声限值的裕度之和不小于 10 EPN dB;

3) 任意两个测量点的噪声级与第三阶段噪声限值的裕度之和不小于 2 EPN dB。

CCAR 36 部还规定了飞机的起飞基准程序和进场基准程序。规定起飞基准程序中松开刹车时的飞机重量必须是噪声合格审定要求的最大起飞重量, 起飞基准速度在  $V_2 + 10 \text{ kn}$  和  $V_2 + 20 \text{ kn}$  之间, 在飞机离地后必须尽快达到该速度, 并且要在整个起飞噪声合格审定试验中保持此速度, 还规定了飞行员操作和飞机构形等多项内容。按照基准程序需要至少进行 6 次飞越试验和 6 次进场试验。

## 2 等效方法

等效方法是指不同于 CCAR 36 中规定的基准程序但是可以获得和基准程序本质上相同的噪声级的飞行试验方法、测量方法、数据处理方法和评价方法的统称。通过对适航标准的研究和结合国内飞行试验的技术水平, 提出了一种较为合适的等效方法, 下面就从测量点布置、飞行试验方法和数据处理方法等方面介绍等效方法。

### 2.1 测量点布置

基准程序中为获得最大横侧噪声测量点位置, 需要在跑道两侧距跑道中心线 450 m 的平行线上布置多个测量点, 飞越和进场基准测量点分别是在跑道中心线及延长线上的两个点, 如图 1 a 所示。采用

等效方法时, 只需要布置 3 个测量点, 中间的一点为飞越和进场噪声测量点, 两侧对称的两个点为横侧噪声测量点, 如图 1 b 所示。

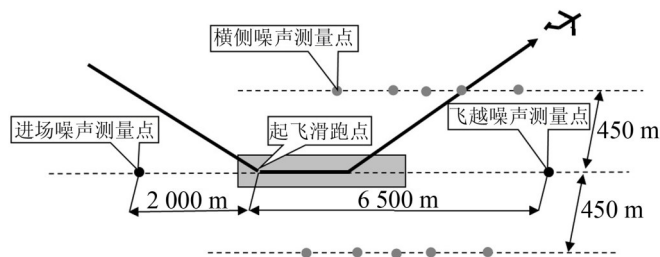


图 1 a 噪声测量点布置图—基准程序

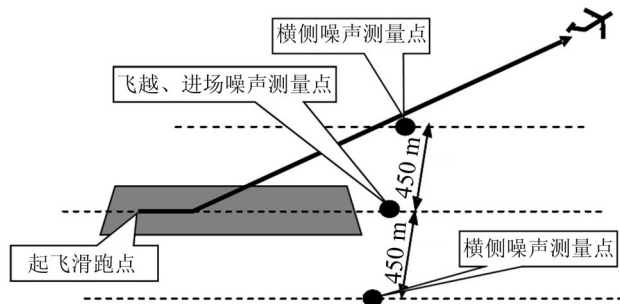


图 1 b 噪声测量点布置图—等效方法

### 2.2 试验方法

等效方法中, 飞机不必每次都进行起飞或着落过程, 飞机采用航迹切入法<sup>[4]</sup>飞越传声器上空, 虽然这样会导致发动机功率、飞机重量等与基准程序要求出现差异, 但可以通过测试数据进行修正, 同样获得与基准程序一样的结果, 而且节省了大量试飞架次, 一般只需要 3 个试飞架次就可以完成噪声适航合格审定试飞。

第一个试飞架次, 布置 3 个噪声测量点, 如图 2 a 所示, 飞机以最大起飞重量按照基准程序要求滑跑起飞, 飞越传声器上空, 飞离试验区域后不着陆继续复飞, 采用航迹切入法在不同的拉起点, 模拟起飞过程, 飞越传声器上空, 每次模拟起飞过程都保持相同的功率。通过这一架次试验可以获取横侧噪声级与高度的关系曲线, 如图 2 b 所示。

第二个试飞架次, 布置 3 个噪声测量点, 2 个横侧噪声测量点和 1 个飞越噪声测量点, 如图 3 a 所示, 飞机以最大起飞重量, 基准起飞功率起飞, 然后仍然采用航迹切入法, 飞机以逐渐减小的功率、相同的高度飞越传声器上空, 这一架次可以得到飞越噪声级与发动机推力的关系曲线, 如图 3 b 所示。

第三个试飞架次, 布置一个噪声测量点, 如图 4 a 所示, 位置与第二个架次的飞越噪声测量点相同, 飞机按基准程序进场, 但不着陆, 以预先计算好的切入点(确保飞机以同一高度飞越传声器上空)模拟着

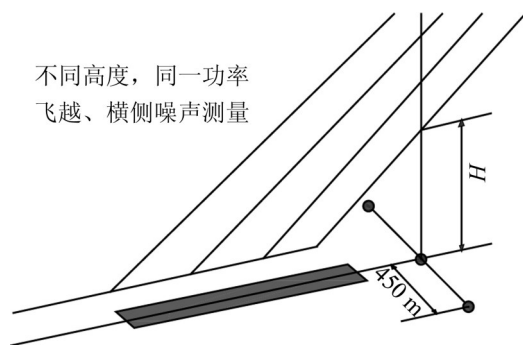


图 2.a 横侧噪声试验

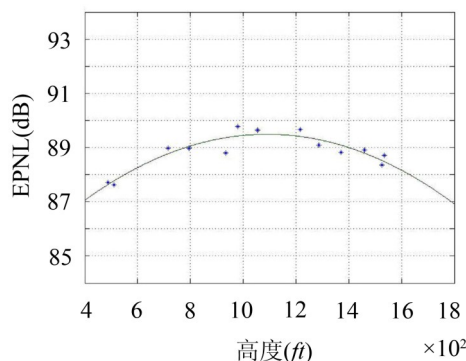


图 2.b 横侧噪声级与高度关系曲线

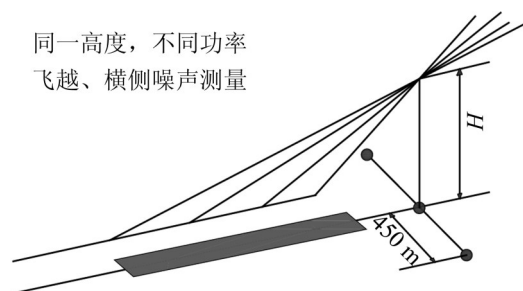


图 3.a 飞越噪声试验

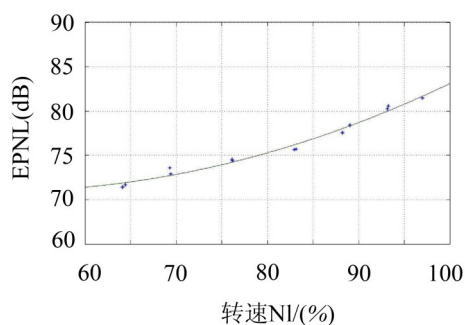


图 3.b 飞越噪声级与发动机推力关系曲线

陆过程,然后复飞,再模拟着陆过程并使用逐渐减小的功率,经过一系列的模拟着陆过程,得到进场噪声级与发动机推力的关系曲线,如图4 b所示。

### 2.3 试验程序

每次飞行的试验程序如下,图5给出飞行试验过程示意图。

- 1) 气象飞机执行测试任务,完成后报告指挥员;
- 2) 当噪声测试系统、机载测试系统、航迹测试系统和飞机都正常后,指挥员宣布噪声试验开始;

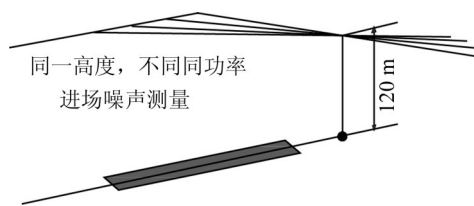


图 4.a 进场噪声测量

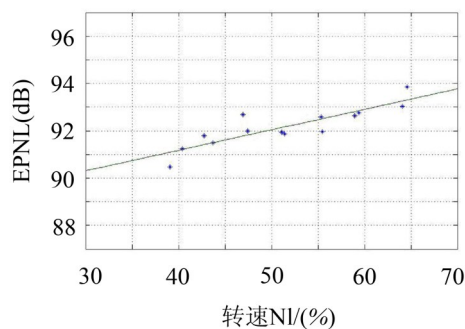


图 4.b 进场噪声级与发动机推力关系曲线

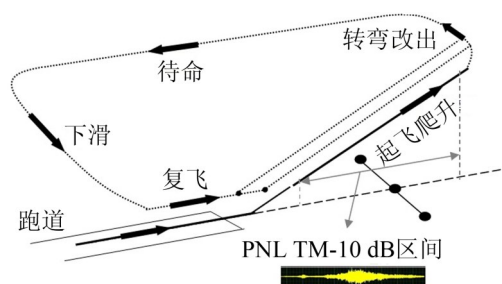


图 5 飞行试验过程示意图

3) 飞机从预定的起飞滑跑点,按规定构型和试验状态起飞;

4) 各测量点开始噪声测量;

5) 飞机完成起飞任务,飞离噪声试验区域;

6) 各噪声测量点停止噪声测量;

7) 机载测试工程师把空速、飞机高度、发动机参数等报告给飞行指挥人员,噪声测量点报告观测到的A声级和记录噪声的数据有效性;

8) 指挥员和试验监督员决定此次试验的有效性,并决定是否重复试验;

9) 按照航迹切入法的具体要求,由指挥员下令继续飞行试验;

10) 当天飞行试验任务完成后,再进行大气环境测量、噪声测试系统校准和环境噪声记录工作;

11) 指挥员下令试验结束。

### 2.4 数据修正方法

使用等效方法时,噪声合格审定试验的条件与基准条件存在差异<sup>[9]</sup>,这就需要对实测的噪声数据作相应的修正,这些差异主要包括:

- 1) 受平方反比律及大气衰减的影响,沿传播路径上的噪声衰减的差异;
- 2) 受飞机相对于测量点的距离和速度的影响,



噪声持续时间的差异;

3) 受发动机工作的试验条件和基准条件不同影响,发动机发出的源噪声的差异;

4) 受飞行速度与基准空速不同的影响,飞机/发动机的源噪声的差异;

5) 背景噪声的影响。

以飞越和进场试验为例,如图6所示, $XY$ 是实测飞行航迹, $X_r Y_r$ 是基准飞行航迹,根据实测噪声传播路径 $QK$ 与实测飞行航迹 $XY$ 的夹角 $\theta$ ,可以计算出经过基准测量点 $K_r$ 与基准飞行航迹 $X_r Y_r$ 成 $\theta$ 角的基准噪声传播路径 $Q_r K_r$ 的长度。

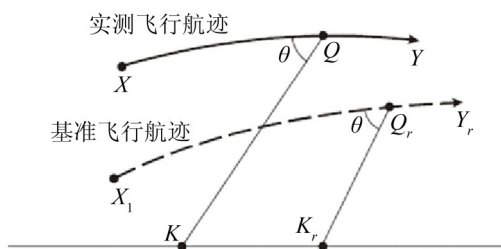


图6 影响声压级的剖面特性

用式(1)把实测声压级 $SPL$ 转换成基准条件下的声压级 $SPL_r$ ,再将其变换成纯音修正感觉噪声级 $PNLT_r$ ,按式(2)计算出修正量 $\Delta_1$ ,按式(3)计算出持续时间修正量 $\Delta_2$ ,其它的修正还包括发动机源噪声修正<sup>[5]</sup>和背景噪声修正<sup>[6]</sup>等。

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 0.01[\alpha(i) - \alpha(i)_0] \times (QK + 0.01\alpha(i)_0(QK - Q_r K_r) + 20 \lg(QK/Q_r K_r)) \quad (1)$$

式中 $0.01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ —是声衰减系数变化做的修正; $0.01\alpha(i)_0(QK - Q_r K_r)$ —是传声路径长度变化做的修正; $20 \lg(QK/Q_r K_r)$ —是根据平方反比律所做的修正; $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ —分别是试验和基准大气条件下的声衰减系数。

$$\Delta_1 = PNL T_r - PNL T M \quad (2)$$

$$\Delta_2 = -7.5 \lg(QK/Q_r K_r) + 10 \lg(V/V_r) \quad (3)$$

## 2.5 NPD数据库建立

噪声—功率—距离(NPD)数据库是利用噪声认证期间积累的数据建立起来的,它可以反映出飞机适航噪声与发动机功率(推力)、飞机到传声器之间距离的关系。建立NPD数据库后,以NPD数据库中的数据为基础,采用经过适航当局认可的计算程序,即可确定型号更改后的有效感觉噪声级,不需要再进行飞行试验。大大简化认证过的飞机进行型号更改后(如发动机推力变化等)的噪声取证过程,甚至可以不再进行型号和适航合格噪声试飞项目,从而提高型号研制效率的目的,获得更大的经济效益。

使用文中介绍的等效方法进行噪声认证试飞就可以得到这样的NPD数据库。图7给出一组典型的NPD曲线。

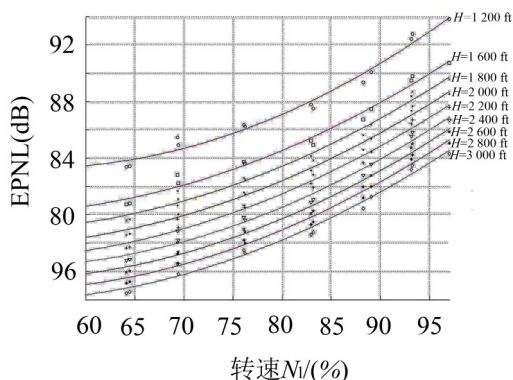


图7 NPD曲线

## 3 等效方法和基准程序的优缺点对比

等效方法和基准程序相对比,在以下几个方面具有优势:

1) 试飞周期短。采用等效方法时,飞机升空一次就可以完成一组试验;基准程序中飞机升空一次获得的数据十分有限,试飞数据的有效性也较低,还要求试飞状态重复多次;

2) 硬件环境和基础建设要求低。在等效方法中,最多布置3个噪声测量点,而后者每次飞行要布置12个噪声测量点,因此,无论是从测试设备和人力资源配置考虑,还是从试验场地建设和飞行保障来看,采用等效方法都更有利于飞行试验的顺利实施;

3) 采用等效方法可以利用试飞数据建立起NPD数据库,而基准程序中飞机、发动机状态单一,不能建立NPD数据库;

4) 飞行架次明显减少,节约大量的试验经费。

采用等效方法的试飞方法也带来一些的不利因素,主要表现在以下两方面:

1) 要求飞行员在航迹上特定位置,以特定的飞行姿态和发动机状态飞操控飞机,提高了对飞行员的技术要求,增大了飞行员工作强度和难度;

2) 由于需要对噪声数据进行多项修正,导致噪声数据处理过程相对复杂,而且数据修正程序需要报请适航当局批准。

综合上述对比分析,不难发现可以通过组织飞行训练、周密合理安排飞行计划、提前完成噪声数据修正软件的准备工作来克服等效方法带来的不利因素。因此,等效方法不仅可以提高审定试飞的效率,通过数据修正计算也可以获得可靠的噪声结果,等效方法是有效可行的。

(下转第218页)