文章编号：1006-1355(2014)06-0071-04

# 喷气式发动机地面静态噪声测试数据的修正方法

闫国华，刘 勇

（中国民航大学 航空工程学院，天津 300300）

**摘 要**：衍生机型要投入运营必须进行再审定。利用发动机地面静态噪声测试来预测飞行中的噪声级，可以达到节约时间和成本的目的。通过发动机在翼的试验方法，获得某型发动机的地面静态噪声数据，将静态测试数据修正到飞行状态，从而预测装配该型发动机的衍生型飞机的飞行噪声级。从地面到飞行状态等效映射中的修正因素直接影响实验结果的准确性。围绕修正因素进行研究，来验证该修正方法的准确性。

**关键词**：声学；适航噪声；静态测试；修正因素；飞行噪声级；NPD数据库

**中图分类号**：O422.6 **文献标识码**：A DOI编码：10.3969/j.issn.1006-1335.2014.06.016

# Correction Method of the Measurement Data of Jet Engine Noise in Static Testing

*YAN Guo-hua , LIU Yong*

( School of Aviation Engineering, China Civil Aviation University, Tianjin 300300, China )

**Abstract** : Noise airworthiness recertification is necessary before a derived aircraft putting into the market. Using the engine noise data of static testing to predict the flight noise level of the aircraft can save time and reduce the cost. In this article, the noise data of the testing engine is modified according to the flight condition and then used to predict the flight noise level of the aircraft. The correction factors have a direct impact on the accuracy of experimental results of from ground to flight status equivalent mapping (GTFE). The accuracy of this method is verified by comparing the results with those in the real flight test.

**Key words** : acoustics ; airworthiness noise ; static testing ; correcting factors ; flight noise levels ; NPD database

原型大型喷气式飞机为了投入运营必须满足CCAR 36部(航空器型号和适航合格审定噪声规定)[1]中的噪声要求，它必须按照CCAR 36部中的要求去实际飞行无数次来得到该飞机的噪声值[2]。由于改进型发动机和改进型飞机只是在原型机的基础上进行了微小改动：

(1) 发动机的热力循环改变(包括推力增加)；

(2) 重要部件的设计改变(例如风扇、压气机、涡轮和排气系统等等)；

(3) 发动机短舱的改变。

为了减少该原型机的衍生型机在噪声适航审定中所花费成本，可以根据实际测量的噪声数据建立NPD（Noise-Power-Distance）数据库，同时采用环境技术手册中的等效程序（利用静态测试数据预测飞机飞行中的噪声值）来预测衍生型飞机的噪声值[3, 4]。在预测衍生型飞机的噪声值时，需要知道衍生型飞机及原型机所安装发动机的静态噪声值，从而利用静态发动机的噪声值来预测飞机飞行中的噪声值。本文主要对噪声值从地面到空中的映射过程的修正因素进行研究。

## 1 地面到飞行状态等效映射GTFE的修正因素

根据测得的发动机静态1/3倍频程24个中心频率对应的声压级的数据，我们可以通过本文中所述的修正方法修正到飞行状态下的数据。恰当的修正因素包括[5]：

（1）声源移动效应，包括多普勒效应；

（2）发动机数量和屏蔽效应；

收稿日期：2014-03-18

作者简介：闫国华（1964- ），男，陕西人，博士，副院长，研究方向为飞机噪声控制、节能减排和航空器噪声适航审定。

通信作者：刘勇（1989- ），男，湖北荆门人，硕士在读，主要研究方向为航空发动机噪声及振动控制。

E-mail: liuyongyb@126.com

（3）安装影响；

（4）航迹的几何形状；

（5）包括球型波发散和大气衰减的空气传播；

（6）飞行传播效应，包括地面反射和横侧衰减。

通过以上几种修正，可用发动机静态工作下的噪声计算出其飞行状态下的噪声，再通过特定的算法计算出一定条件下的有效感觉噪声级(EPNL)[2]，再将其与该型号飞机的NPD数据库进行比较。

### 1.1 噪声源移动的修正

多普勒效应：噪声源（飞机）相对于传声器移动产生的频率漂移有以下公式

$$f_{\text{flight}} = \frac{f_{\text{static}}}{(1 - M\cos\lambda)} \tag{1}$$

其中 $f_{\text{flight}}$ = 飞行频率；$f_{static}$ = 静态频率；$M$ = 飞机马赫数；$\lambda$ = 飞行航迹与飞机和传声器之间连线的夹角。

应注意涡轮机械纯音的1/3倍频程声压级，多普勒漂移可能会将纯音(和它的谐波）移入相邻波段。

噪声源振幅修正和方向性更改：因为原型机和改进型飞机速度的不同而需调整的机身噪声声压级在机身噪声中提供。顾及噪声源详细修正和噪声传播效应，发动机内部产生的噪声（例如风扇）并没有一致的意见或唯一的调整方法。

假如进行一项调整，在确定噪声更改时同样的技术必须在飞行数据飞机和改进型飞机都使用。在这种情况下，由于声源（飞机）相对与传声器移动而需进行的声压级更改调整可利用以下公式

$$\text{SPL}_{\text{flight}} = \text{SPL}_{\text{static}} - K\log(1 - M\cos\lambda) \tag{2}$$

其中 $\text{SPL}_{\text{flight}}$ = 飞行声压级；$\text{SPL}_{\text{static}}$ = 静态声压级；$M$ 和 $\lambda$ 如上所定义，$K$ 为常数。

噪声源的理论 $K$ 值为40，但是更精确的数值应从飞行数据飞机的静态数据和飞行数据对比获得。

### 1.2 飞机外行结构的修正

多于一个发动机的飞机的效用通常每一部件噪声源增加 $10\log N$，其中 $N$ 是发动机数。然而，需计算发动机间距较大的大型飞机发出的噪声，特别是假如发动机安装在翼下和机身上的飞机在近场时[6]。安装在机身上的发动机进气口噪声已被屏蔽。

假如飞行数据飞机和改进型飞机发动机安装不同，需注意声压级更改，其可根据最佳有效数据进行评估。

### 1.3 噪声随风速的修正

一定外形的机身噪声随风速的变化如下

$$\Delta\text{SPL}_{\text{airframe}} = 50\log\left(V_{\text{REF}}/V_{\text{TEST}}\right) \tag{3}$$

其中 $V_{\text{REF}}$ 是经批准的飞行数据飞机的基准风速；$V_{\text{TEST}}$ 是标准或测量风速。

上面的公式也可用于对EPNL进行校正，依照外形的不同可用经验推导系数取代系数50。然而不同于50的系数要经评审当局批准。

### 1.4 声衰减

1) 几何发散声衰减

每个1/3倍频程的几何发散衰减在同等距离下相同

$$\Delta\text{spl}(i)_1 = 20\log_{10}\frac{r_2}{r_1} \tag{4}$$

其中 $r_1$ 测量点到声源的距离；$r_2$ 是测量点到目标点的距离。

2) 大气吸声衰减

在一定的温度和相对湿度情况下，每个1/3倍频程有各自对应的大气吸声系数

$$\alpha(i) = 10^{[2.05\log(f_o/1\,000) + 1.139\,4\times10^{-3}\theta - 1.916\,984]} + \eta(\delta)\times10^{[\log(f_o) + 8.429\,94\times10^{-3}\theta - 2.755\,624]} \tag{5}$$

其中

$$\delta = \sqrt{\frac{1\,010}{f_o}}10^{(\log H - 1.328\,924 + 3.179\,768\times10^{-2}\theta)}\times10^{(-2.173\,716\times10^{-4}\theta^2 + 1.749\,6\times10^{-6}\theta^3)} \tag{6}$$

表1、表2给出了相应的中间量；

得各频带大气吸声衰减值

$$\Delta\text{spl}(i)_2 = \frac{\alpha(i)}{100}\times\ （r_1 + r_2） \tag{7}$$

3) 总公式

24个1/3倍频程

$$\text{spl}(i)_c = \text{spl}(i) - 20\log_{10}\frac{r_2}{r_1} - \frac{\alpha(i)}{100}\times(r_1 + r_2) \tag{8}$$

## 2 有效感觉噪声级的计算方法

根据以上噪声源移动的修正、飞机外行结构修正、噪声随风速的修正和声衰减的修正，最后获得由静态测试数据映射到飞行状态下的1/3倍频程24个中心频率对应的声压级。再通过以下方法计算出有效感觉噪声级(EPNL)[2]。

由24个1/3倍频带声压级计算有效感觉噪声的方法由以下五个步骤组成：

1) 用呐(Noy)表把24个1/3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($k$)。

2) 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 $C(k)$。（针对频谱不规则性）。

表 1　$\eta(\delta)$的值

| $\delta$ | $\eta(\delta)$ | $\delta$ | $\eta(\delta)$ |
|---|---|---|---|
| 0.00 | 0.000 | 2.50 | 0.450 |
| 0.25 | 0.315 | 2.80 | 0.400 |
| 0.50 | 0.700 | 3.00 | 0.370 |
| 0.60 | 0.840 | 3.30 | 0.330 |
| 0.70 | 0.930 | 3.60 | 0.300 |
| 0.80 | 0.975 | 4.15 | 0.260 |
| 0.90 | 0.996 | 4.45 | 0.245 |
| 1.00 | 1.000 | 4.80 | 0.230 |
| 1.10 | 0.970 | 5.25 | 0.220 |
| 1.20 | 0.900 | 5.70 | 0.210 |
| 1.30 | 0.840 | 6.05 | 0.205 |
| 1.50 | 0.750 | 6.50 | 0.200 |
| 1.70 | 0.670 | 7.00 | 0.200 |
| 2.00 | 0.570 | 10.00 | 0.200 |
| 2.30 | 0.495 | | |

必要时用二次插值

表 2　$f_0$ 的值

| 1/3 倍频程中心频率/Hz | $f_0$/Hz | 1/3 倍频程中心频率/Hz | $f_0$/Hz |
|---|---|---|---|
| 50 | 50 | 800 | 800 |
| 63 | 63 | 1 000 | 1 000 |
| 80 | 80 | 1 250 | 1 250 |
| 100 | 100 | 1 600 | 1 600 |
| 125 | 125 | 2 000 | 2 000 |
| 160 | 160 | 2 500 | 2 500 |
| 200 | 200 | 3 150 | 3 150 |
| 250 | 250 | 4 000 | 4 000 |
| 315 | 315 | 5 000 | 4 500 |
| 400 | 400 | 6 300 | 5 600 |
| 500 | 500 | 8 000 | 7 100 |
| 630 | 630 | 10 000 | 9 000 |

3) 每0.5 s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 PNLT($k$)。该 PNLT($k$) 的瞬时值应按时间标注下来，并从中确定其最大值 PNLTM。PNLT($k$) 由下式确定

$$\mathrm{PNLT}(k)=\mathrm{PNL}(k)+C(k) \tag{9}$$

4) 持续时间修正因子 $D$ 是根据 PNLT($k$) 与时间的关系曲线通过积分而求得的。

$$D=10\log\left\{\frac{1}{T}\int_{t(1)}^{t(2)}\mathrm{anti}\log\left[\frac{\mathrm{PNLT}(k)}{10}\right]\mathrm{d}t\right\}-\mathrm{PNLTM} \tag{10}$$

式中 $T$ 是归一化时间常数，$PNLTM$ 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。

5) 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

$$\mathrm{EPNL}=\mathrm{PNLTM}+D \tag{11}$$

## 3　发动机地面静态噪声测试数据的修正方法算例

### 3.1　测试前准备

本次测试采用发动机在翼的方式进行，测试地点为中国民航大学停机坪：

1）场地风速：西北风2～3级（大约3 m/s）

2）温度：6 摄氏度

3）湿度：40 %。

4）测试场周围有少量的树木和较低的建筑物，总体来说还是比较开阔，基本满足场地的要求。

5）准备好所有的仪器，在试车前一小时将其带入测量场地。

测试场地、气象条件及环境条件均符合 SAE ARP 1846 标准的要求[7]。使用仪器为 BK 公司生产的 PULSE 系统，通过该系统可获得发动机噪声 1/3 倍频程中心频率声压级及 A 计权声压级。测点安排如图 1 所示。

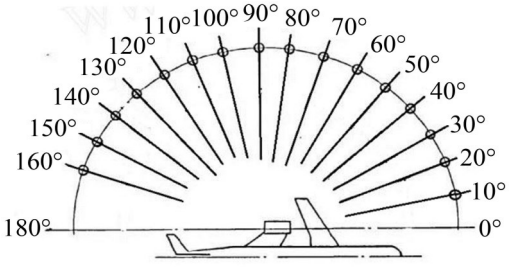



图 1　测试点的位置

根据原型机 B7X7-100 NPD 数据以及衍生型飞机 B7X7-200 飞机安装的发动机的静态测试数据来预测 B7X7-200 飞机进场的有效感觉噪声级 EPNL。根据需要，运用 Access 2007 数据库和 Visual Basic 6.0 软件作为操作平台开发出了一套计算系统。

### 3.2　软件计算过程

计算过程的流程图如图 2 所示。

1）首先，调用原型机NPD数据库作为原型机数据。选择需要导入的NPD数据库类型“3JTXD”。在选取的NPD数据库中查得推力=3 000，距离=400的条件下，EPNL值为102.4 dB。

2）在计算有效感觉噪声级（EPNL）之前，需要对测试数据和基准数据进行修正，从而得到所对应的修正因子。分别得到移动效应修正值、机身噪声修正值及飞机配置影响修正值的值为27.958 8 dB，－26.143 9 dB，4.771 2 dB。

3）计算几何发散声衰减和大气吸收声衰减，得几何发散引起的声衰减Adiv=－12.217 dB；由于不同的中心频率对应不同的声衰减值，那么存在24个中心频率自然就可以得到24个不同的大气吸收引起的声衰减值。随着1/3倍频中心频率从50 Hz变化到10 000 Hz，大气吸收对于声衰减的影响不断增，其计算结果如表3所示。

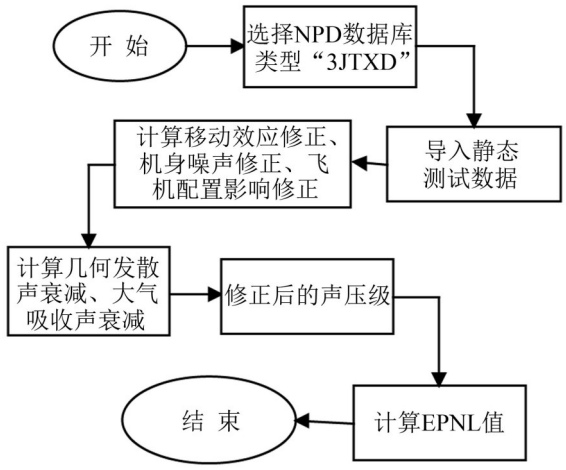



图2 软件计算的流程图

4）利用以上修正因素计算修正后的声压级。

5）根据修正后的声压级SPL计算有效感觉噪声级EPNL，得到的结果为

$$EPNL_{原型机} = 104.4\ dB$$

$$EPNL_{衍生机} = 104.23\ dB$$

根据公式：

$NPD_{衍生型} = \Delta EPNL_{原型机} + EPNL_{衍生型}$，可得衍生型飞机在推力=3 000 N、距离=400 m、噪声类型为EPNL的情况下：

$$NPD_{衍生型} = (102.4 - 104.4) + 104.23 = 102.23\ dB$$

由此可算出B7X7-200在进场状态下的EPNL为102.23 dB，此值与实测值100.4 dB略有误差[8]，但误差在标准范围内。

表3 大气吸收引起的声衰减

| $f_0$/Hz | 声衰减/dB | $f_0$/Hz | 声衰减/dB |
|---|---|---|---|
| 50 | －0.036 4 | 800 | －0.590 2 |
| 63 | －0.045 9 | 1 000 | －0.740 4 |
| 80 | －0.058 3 | 1 250 | －0.929 6 |
| 100 | －0.072 9 | 1 600 | －1.197 3 |
| 125 | －0.091 2 | 2 000 | －1.507 3 |
| 160 | －0.116 8 | 2 500 | －1.901 1 |
| 200 | －0.146 1 | 3 150 | －2.423 4 |
| 250 | －0.182 7 | 4 000 | －3.124 5 |
| 315 | －0.230 5 | 4 500 | －3.975 7 |
| 400 | －0.293 1 | 5 600 | －5.125 6 |
| 500 | －0.367 0 | 7 100 | －6.703 9 |
| 630 | －0.463 4 | 9 000 | －8.670 3 |

## 4 结 语

本文通过对发动机地面静态测试预测飞行声压级的研究重点介绍了测量噪声数据的修正方法，通过实验数据和计算结果证明了该修正方法的正确性，为衍生型飞机的适航审定工作提供了重要的参考依据。目前国产大飞机C919正处在研制阶段，本文介绍的修正方法将会使C919的后续机型的噪声审定工作变得简单，同时节省大量成本。

**参考文献：**

[1] CCAR-36-AC，中国民航规章36部咨询通告[S]. 2008.

[2] CCAR-36-AC (附件)，中国民航规章36部咨询通告（附件）[S]. 2008.

[3] ICAO. Environment technical manual on the use of procedures in the noise certification of air craft[S]. 2004

[4] ICAO, ANNEX 16 VOLUME I, International standards and recommended practices，aircraft noise[S]. Montreal, 1993.

[5] 刘锦虎，闫国华. 利用航空发动机静态远场噪声数据预测飞行噪声级[J]. **噪声与振动控制**，2012（2）：91-94.

[6] 程道来，仪垂杰. 飞机噪声及防治对策的研究[J]. **噪声与振动控制**，2005（5）：47-51.

[7] SAE ARP1846. Measurement of far field noise from gas turbine engines during static operation[S]. 1990

[8] 陈智强，闫国华. 基于静态发动机噪声测试数据的飞行噪声预测技术[J]. **航空维修与工程**，2012（3）：52-54.