DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2017.10.045

飞机进近风扇部件噪声预测

闫国华[1]，马永康[1,*]，陈佳栋[2]

1. 中国民航大学 基础实验中心，天津 300300

2. 中国民航大学 中欧航空工程师学院，天津 300300

摘　要：随着大涵道比发动机在现代客机上的广泛应用，风扇噪声在发动机整体噪声中所占比重越来越突出，因此，对风扇噪声进行预测评估对飞机的适航取证工作和新型航空发动机的降噪设计具有重要的意义。通过对民用航空发动机风扇部件的噪声产生机理和影响噪声传播的环境条件进行研究，根据研究结果进行 MATLAB 编程，建立航空发动机风扇部件进近噪声预测模型，利用该模型预测发动机风扇进近过程中的有效感觉噪声级。通过将预测数值实际数据进行对比，基于航空发动机风扇部件静态噪声预测进行动态修正后的航空发动机风扇部件进近噪声预测算法可以较好地预测实际情况。

关键词：风扇部件；噪声预测；Heidmann 算法；飞机进近；适航条件

中图分类号：TB332　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1007-5453 (2017) 10-0045-05

随着城市化进程的加快和我国商用飞机机队规模的不断扩大，飞机噪声对机场周边地区的影响日益受到人们的广泛关注[1]。出于环境保护的需要，国际民航组织对飞机降噪的要求越来越高，噪声适航审定已成为飞机能否达到适航要求的重要标准之一。发动机风扇噪声作为飞机的主要噪声源之一，与起飞过程相比其噪声影响在进近过程中更为显著[2]。随着我国国产大涵道比商用发动机项目的实施，研究目前 ARJ21 支线客机所使用的 CF34-10A 的风扇噪声并分析相关参数对发动机噪声的影响，对我国商用航空发动机的研发具有十分重要的意义。在发动机研制之初对其风扇噪声进行预测评估，可以有效避免后期发动机噪声水平达不到适航标准而造成的整个项目的延期和研制成本的增加，从而有利于我国民用航空发动机适航审定工作的开展。

本文通过动态修正后的 Heidmann 风扇噪声预测模型，对发动机风扇部件在进近过程中的总声压级、感觉噪声级、有效感觉噪声级进行预测分析，并与《中国民用航空规章》第 36 部 (CCAR-36) 适航要求相比较，为飞机噪声适航工作提供参考。

1 发动机风扇进近噪声预测算法

随着现代民用发动机涵道比的不断增加，喷流噪声大幅度降低，也使得风扇噪声在发动机整机噪声中的比重显著上升[3,4]。风扇噪声由风扇进口宽频噪声、风扇进口离散单音噪声、风扇进口组合单音噪声、风扇出口宽频噪声和风扇出口离散单音噪声等 5 个部分组成[5]。本文以美国国家航空航天局 (NASA) 和美国通用电气 (GE) 公司提出的 Heidmann 大涵道比发动机的风扇噪声半经验预测算法为基础，对进近过程中的风扇噪声进行预测。

1.1 发动机风扇静态噪声预测算法

Heidmann 半经验模型是一种基于归一化的算法，用于预测单转子或双转子涡扇发动机三分之一倍频程的风扇噪声[6]。风扇噪声的预测方式是分别计算出 5 个部分的声压级，最后叠加得到总声压级。每个部分在标准海平面下的声压级的计算通式如下：

$$\mathrm{SPL}_r(f,\theta)=20\lg\frac{\Delta T^*}{\Delta T^*_{\mathrm{ref}}}+10\lg\frac{\dot{m}^*}{\dot{m}^*_{\mathrm{ref}}}+F_1(Ma_{\mathrm{d}},Ma_{\mathrm{r}})+F_2(s^*)+D(\theta)+S(\eta) \tag{1}$$

式 (1) 为风扇噪声的基本预测方程，其中，$\mathrm{SPL}_r(f,\theta)$ 为风扇噪声声压级，是关于测距离 r、三分之一倍频程 f 和指向角

收稿日期：2017-06-05；　退修日期：2017-07-07；　录用日期：2017-08-27

* 通信作者 . Tel.：18722629967　E-mail：ykma_siae@163.com

引用格式：YAN Guohua, MA Yongkang, CHEN Jiadong. Aircraft fan component noise prediction during approach process [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017,28(10):45-49. 闫国华,马永康,陈佳栋 . 飞机进近风扇部件噪声预测 [J]. 航空科学技术，2017, 28(10)：45-49.

θ 的函数；ΔT 为通过风扇的总温升，T_∞ 为环境温度，ΔT_{ref} 为参考温升；$\dot{m}$ 为通过风扇的质量流量，$\dot{m}_{ref}$ 为参考质量流量；F_1 是关于叶尖设计马赫数 Ma_d 和叶尖相对马赫数 Ma_r 的函数，决定了声功率级峰值，F_2 是关于转静子间距比 s^* 的函数，$D(\theta)$ 为方向修正函数，$S(\eta)$ 为频谱函数，η 为频率参数，其中：

$$\eta = \frac{f}{f_b} \tag{2}$$

$$f_b = \frac{N^* B c_\infty}{d^* \sqrt{A_e}} \tag{3}$$

式中：f_b 为叶片通过频率，B 为发动机转子叶片数；$N^* = N/(c_\infty / d^* \sqrt{A_e})$，$N$ 为风扇转速，A_e 为风扇参考面积，Ma_∞ 为飞行马赫数，c_∞ 为环境声速，$d^* = d/\sqrt{A_e}$，d 为风扇直径。

1.2 基于静态预测噪声的动态修正

从地面静态映射到飞行状态，本文主要考虑声源移动效应、几何发散衰减效应和大气吸声衰减效应。根据 CCAR-36 对进近噪声测量的要求，飞机需要沿着 3° 的下滑道飞行，进近基准噪声测试点位于跑道中心线延长线上离跑道入口 2000m 处[7]。飞机进近基准航迹如图 1 所示。

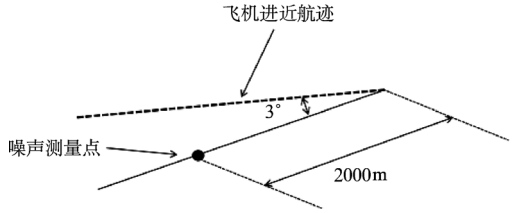

图 1 飞机进近航迹示意图
Fig.1 Approach path of aircraft

1.2.1 噪声源移动效应修正

发动机风扇声源相对于噪声测量点的移动而进行的声压级修正可以用公式 (4) 计算[8]：

$$\mathrm{SPL}_{flight} = \mathrm{SPL}_{static} - K\lg(1 - Ma\cos\lambda) \tag{4}$$

式中：SPL_{flight} 为飞行声压级；SPL_{static} 为静态声压级；Ma 为飞行马赫数；λ 为飞行航迹与飞机和传感器连线的夹角。

1.2.2 几何发散衰减效应

几何发散是点生源在自由场传播过程中的球面扩展。相同距离下，每个三分之一倍频程的几何发散衰减相同[8, 9]：

$$\Delta\mathrm{SPL}(i)_1 = 20\lg\frac{r_2}{r_1} \tag{5}$$

式中：r_2 为测量点到移动声源的距离；r_1 为测量点到静态参考声源的距离。

1.2.3 大气吸声衰减效应

在噪声的传播过程中需要考虑到大气吸收效应[8, 10]，在一定的温度和湿度下，每个三分之一倍频程各自对应的大气吸声系数如下：

$$\alpha(i) = 10^m + \eta(\delta)\times 10^n \tag{6}$$

式中：m=2.05lg (f_α/1000)+1.1394 × $10^{-3}\theta$–1.916984，n=lg (f_α)+8.42994 × $10^{-3}\theta$–2.755624。

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_\alpha}}10^{m_1}\times 10^{n_1} \tag{7}$$

式中：m_1=lg$H$–1.328924+3.179768 × $10^{-2}\theta$，n_1=–2.173716 × $10^{-4}\theta^2$+1.7496 × $10^{-6}\theta^3$。

修正后的每个三分之一倍频程声压级为：

$$\mathrm{SPL}_r(f,\theta)_c = \mathrm{SPL}_r(f,\theta)_c - 20\lg\frac{r_2}{r_1} - \frac{\alpha(i)}{100}(r_1 + r_2) \tag{8}$$

表 1 和表 2 给出了相应的中间量。

表 1 δ—η 对照表
Table 1 δ—η comparison

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

表 2 f—f_0 对照表
Table 2 f—f_0 comparison

三分之一倍频程 f/Hz	f_0/Hz
50	50
63	63
80	80
100	100
125	125
160	160
200	200
250	250
315	315
400	400
500	500
630	630
800	800
1000	1000
1250	1250
1600	1600
2000	2000
2500	2500
3150	3150
4000	4000
5000	4500
6300	5600
8000	7100
10000	9000

2 航空发动机风扇噪声预测实例

2.1 参数输入

本文以 ARJ21 支线客机所使用的 CF34-10A 发动机为例，在噪声合格审定基准条件下（标准海平面大气压，大气温度 25℃，相对湿度 70%），对飞机在进近阶段的风扇噪声进行预测。基本输入参数见表 3 和表 4。

表 3 发动机风扇几何参数
Table 3 Geometry parameters of engine fan

风扇几何参数	CF34-10A
进口环流面积 /m^2	1.28
风扇参考面积 /m^2	1.42
轮毂直径 /m	0.42
转子直径 /m	1.35
进口环流面积 /m^2	1.28
转静子间距比	1.77
静子叶片数	70
转静子间距比	1.77

表 4 发动机风扇性能参数表
Table 4 Performance parameters of engine fan

风扇性能参数	CF34-10A
风扇转速（r/min）	3600
通过风扇的总温升/K（地面试车状态）	18
风扇进口空气质量流量/（kg/s）（地面试车状态）	152.03

2.2 预测结果分析

在噪声合格审定要求的基准条件下，ARJ21 支线客机在进近阶段的发动机（两台）风扇进口噪声有效感觉噪声级（EPNL）预测值为 85.1dB，风扇出口噪声有效感觉噪声级预测值为 86.3dB。根据 GE 公司的公开资料，ARJ21 支线客机在进近条件下的风扇进口噪声实测值约为 83.7dB，风扇出口噪声实测值约为 86.9dB。进近条件下，风扇进口噪声的预测值和实测值相差 1.4dB，误差在 1.6% 以内；风扇出口噪声的预测值和实测值相差 0.6dB，误差小于 1%；进近阶段两台发动机的风扇整体噪声有效感觉噪声级预测值为 88.58dB。同时，两台发动机的风扇整体噪声的预测值未超过飞机噪声数据库中 ARJ21 相应机型的整机噪声实测值。因此，在基于航空发动机风扇部件静态噪声预测基础上，进行动态修正后的航空发动机风扇部件进近噪声预测算法可以较好地预测实际情况。如果选用飞机在实际进近过程中的风扇进口空气质量流量和通过风扇的总温升作为输入参量，则直接运用风扇部件进近动态噪声预测算法得到的风扇整体噪声预测值为 95.12dB，与实际测量结果相比误差较大。因此，基于风扇部件静态噪声预测飞行状态噪声的风扇部件进近噪声预测方法更准确。

在飞机进近过程中，单台 CF34-10A 发动机风扇的总声压级（OASPL）预测值和 A 计权声压级（dBA）预测值随发动机进口轴线与发动机和测量点连线的夹角（指向角）的变化，如图 2 所示。

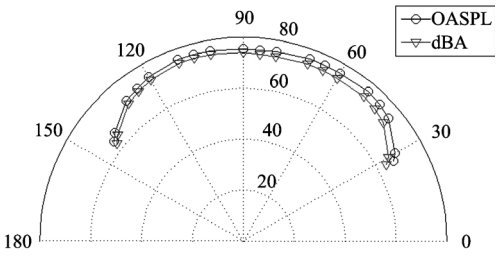

图 2 风扇部件 dBA 与 OASPL 随角度的变化
Fig.2 Variation of fan dBA and OASPL with angle

从图 2 中可以看出，飞机进近 10dB 降区间内单台 CF34-10A 发动机的 A 计权声压级（dBA）和总声压级（OASPL）的变化趋势是先增大后减小，且总声压级始终大于 A 计权声压级。

2.3 环境因素对风扇进近噪声传播的影响

发动机风扇噪声在传播过程中会受到大气环境因素的影响，本文选取湿度和温度两个环境变量对进近过程中风扇噪声的传播特性进行分析。由于客观试验条件限制，在分析温度变化时假定不同温度下的空气进口质量流量相等。湿度和温度对单台发动机风在进近过程中风部件扇有效感觉噪声级预测值的影响，如图 3 和图 4 所示。

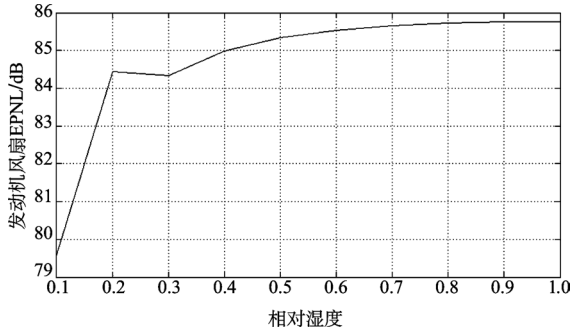

图 3 风扇部件有效感觉噪声级随大气湿度的变化

Fig.3 Variation of fan EPNL with air humidity

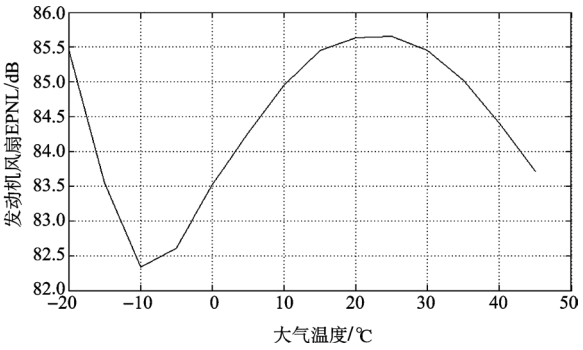

图 4 风扇部件有效感觉噪声级随大气温度的变化

Fig.4 Variation of fan EPNL with air temperature

从图 3 中可以看出，大气环境对风扇部件进近噪声的吸收衰减作用随湿度的增加而减小，尤其是在相对湿度为 10%~20% 的范围内，大气环境对风扇部件进近噪声预测值的吸收衰减效应明显；在相对湿度超过 30% 以后，大气环境对风扇部件进近噪声预测值的吸收衰减效应随相对湿度的增加而减弱。

从图 4 中可以看出，进近过程中，温度一定时，在相对湿度 20%~30% 的范围之外，空气的相对湿度越大，则对风扇噪声的衰减吸收作用越小。在相对湿度一定时，在 -20~ -10℃ 范围内，温度越高，大气对风扇噪声的吸收衰减作用越大；在 0~20℃ 范围内，大气对风扇噪声的吸收衰减作用随着温度的升高而减弱；在 20~45℃ 范围内，大气对风扇噪声的吸收衰减作用随温度的升高而增强。

3 结束语

结合适航规章中的飞机进近基准程序，研究了基于进近过程修正后的 Heidmann 风扇噪声预测算法，开发相应程序，预测得到 CF34-10A 发动机在进近条件下的有效感觉噪声级，通过分析得到如下结论：

（1）基于航空发动机风扇部件静态噪声预测进行动态修正后的航空发动机风扇部件进近噪声预测算法可以较好地预测实际情况，并探究了部分环境因素对风扇部件进近噪声的影响。

（2）该风扇部件进近噪声预测模型适用于双转子涡扇发动机，且发动机进口空气质量流量和通过风扇的总温升必须选择地面试车状态下的稳定值。

（3）本文开发的进近风扇噪声预测程序可以为发动机降噪设计和飞机噪声适航审定工作提供参考。 AST

参考文献

[1] 唐狄毅 . 飞机噪声基础 [M]. 西安：西北工业大学出版社，1995.
TANG Diyi. Aircraft noise basis [M]. Xi'an：Northwestern Polytechnical University，1995.（in Chinese）

[2] 许尧 . 发动机风扇与外涵道噪声传播计算及优化 [D]. 上海：上海交通大学，2013.
XUE Yao. The computation and optimization of fan and bypass duct noise of aircraft engine [D]. Shanghai：Shanghai Jiao Tong University，2013.（in Chinese）

[3] 王良锋，乔渭阳，纪良，等 . 风扇进口噪声预测模型的改进 [J]. 推进技术，2015（2）：226-231.
WANG Liangfeng，QIAO Weiyang，JI Liang，et al. An improved prediction model for fan inlet noise [J].Propulsion Technology，2015（2）：226-231.（in Chinese）

[4] 乔渭阳 . 航空发动机气动声学 [M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2010.
QIAO Weiyang. Aeroengine acoustic [M]. Beijing：Beihang University Press，2010.（in Chinese）

[5] 张丹玲，王德友，张生，等 . 大涵道比涡扇发动机噪声源及辐射特性研究 [C]// 中国科协年会第 13 分会场：航空发动机设

计、制造与应用技术研讨会，2013.
ZHANG Danling，WANG Deyou，ZHANG Sheng，et al. Research on characteristics of high bypass ratio turbofan engine noise sources [C] // The Thirteenth Branch Meeting of China Association For Science and Technology：Work Shop of Design Manufacture and Application Technology of Aeroengine，2013.（in Chinese）

[6] Heidmann M F. Interim prediction method for fan and compressor source noise [S]. NASA Technical Memorandum X-71763，1975.

[7] 中国民用航空局 . 中国民用航空规章：第 36 部 [CCAR-36]：航空器型号和适航合格审定噪声规定 [S]. 北京：中国民用航空局，2007.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-36：Noise regulation for aircraft model and airworthiness approval [S]. Beijing：Civil Aviation Administration of China，2007.（in Chinese）

[8] 刘锦虎，闫国华，谢福 . 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，2012，32（2）：91-94.
LIU Jinhu，YAN Guohua，XIE Fu. Prediction of flight noise level by using far field noise data of the engine in static testing [J]. Noise and Vibration Control，2012，32（2）：91-94.（in Chinese）

[9] Filippone A. Aircraft noise prediction [J]. Progress in Aerospace Sciences，2014，68（4）：27-63.

[10] Juan P，Battaner M，Rodney H S. Microphone position and atmospheric effects in open-air engine noise tests [C] // 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference，2004.

（责任编辑 刘玲蕊）

作者简介

马永康（1993- ） 男，硕士研究生。主要研究方向：航空发动机噪声适航。
Tel：18722629967
E-mail：ykma_siae@163.com

Aircraft Fan Component Noise Prediction During Approach Process

YAN Guohua[1]，MA Yongkang[1,*]，CHEN Jiadong[2]
1. Basic Experiment Center，Civil Aviation University of China，Tianjing 300300，China
2. Sino-European Institute of Aviation Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjing 300300，China

Abstract: With wide range of applications of high bypass ratio engine on the modern civil airliners，the proportion of fan noise in the total engine noise is becoming higher and higher. Therefore，it is of great significance to the worthiness certification of aircraft and development of new engines by predicting fan noise. In this paper，mechanism of fan noise and environment influences on noise propagation were studied. A model of fan noise prediction was established by MATLAB code and some noise parameters such as EPNL were predicted. Comparing prediction values with real data，aeroengine fan approach noise prediction method through modification of aeroengine fan static noise can well predict the real case.

Key Words: fan component; noise prediction; Heidmann algorithm; aircraft approach; airworthiness condition

Received: 2017-06-05； **Revised:** 2017-07-07； **Accepted:** 2017-08-27

***Corresponding author. Tel.** :18722629967 **E-mail:** ykma_siae@163.com