

飞行状态下涡扇发动机风扇音频信号合成

闫国华¹, 田 硕²

(1. 中国民航大学基础实验中心, 天津 300300; 2. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 为了能以快速、低成本的方式获得飞机起飞过程中, 噪声适航审定飞越噪声测量点处涡扇发动机风扇部件的音频信号, 对该音频信号的合成方式进行了研究, 并提出了一种基于 Heidmann 风扇噪声预测模型的音频信号合成方法。该方法首先将环境参数、涡扇发动机风扇部件的尺寸参数和性能参数输入 Heidmann 预测模型得到源噪声数据, 根据 ANP 数据库计算得到航迹数据, 接着根据航迹数据对源噪声数据进行修正, 得到噪声适航审定飞越噪声测量点处噪声数据。将上述数据输入 Adobe Audition 软件, 分别用加法合成法和减法合成法合成单音噪声和宽频噪声, 再在该软件中对噪声进行组合拼接, 最后得到飞行状态下风扇部件的音频信号。对合成的音频信号进行播放并使用声学测量仪器进行测量, 验证了该方法的正确性和有效性。

关键词: 涡扇发动机噪声; Heidmann 模型; 噪声预测; 音频合成

中图分类号: TB533 U235.13 文献标识码: A

文章编号: 1000-3630(2020)-01-0087-06

DOI 编码: 10.16300/j.cnki.1000-3630.2020.01.015

Synthesis of fan audio signals of turbofan engine in flight state

YAN Guohua¹, TIAN Shuo²

(1. Basic Experiment Center, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China; 2. Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to obtain the fan audio signals of turbofan engine at the noise measurement point during aircraft take-off in a fast and low-cost way, the synthesis method of the fan audio signals is studied and an audio signal synthesis method based on Heidmann fan noise prediction model is proposed. Firstly, environmental parameters, dimension parameters and performance parameters of the fan components of turbofan engine are input into Heidmann prediction model to obtain source noise data. Then, flight track data are calculated according to ANP database. Then, the source noise data are modified according to flight track data to obtain noise data at the flyover noise measurement point in noise airworthiness certification. The above data are input into Adobe Audition software to synthesize tones and broadband noise by using additive synthesis and subtractive synthesis, and then combine the noise in the software to obtain the audio signal of fan components in flying. Finally, the synthesized audio signal is broadcasted and measured by acoustic measuring instrument, which proves that the method is correct and effective.

Key words: turbofan engine noise; Heidmann model; noise prediction; audio synthesis

0 引言

飞机噪声在过去近 60 年的时间里已大大降低, 这在很大程度上是因为高涵道比涡扇发动机的发展和发动机性能的改善减少了源噪声。尽管取得了这些进展, 但由于空中交通的持续增长、日益严格的环境目标以及机场的限制, 飞机噪声问题仍然令人担忧。飞机噪声主要是由发动机噪声组成的, 因此对发动机降噪的研究十分必要。目前国内对于涡扇发动机的噪声预测方法只能得到一些数值或指标, 忽略了噪声的声音特征, 因此人们无法对噪声

预测结果有一个直观的感受。在飞机试飞过程中进行音频采样能够获得其飞行音频信号, 但飞机试飞的成本高昂, 在试飞过程中不可避免地会采集到环境噪声, 影响采样的准确性, 而且该方法不能获得尚处在设计阶段的涡扇发动机噪声。

本文通过 Heidmann 风扇噪声预测模型, ANP 数据库和 Adobe Audition 软件对风扇部件飞行音频信号即风扇噪声进行合成。飞机飞行过程中接收点接收到的音频信号是一直在变化的, 为了解决这一问题, 选取尽可能多的点来计算噪声数据, 分别进行音频信号合成后, 再将这些音频信号以一定的方式拼接起来, 最后使得该音频信号能够在较大程度上还原真实噪声, 给科研人员提供了反馈机制^[1]。本文首先简要介绍了 Heidmann 风扇噪声预测模型, 接着描述了基于 ANP 数据库的航迹计算, 以及音频信号的合成拼接方法, 并通过实验验证了该方法

收稿日期: 2019-07-20; 修回日期: 2019-09-02

作者简介: 闫国华(1964—), 男, 陕西韩城人, 教授, 研究方向为飞机噪声适航与排放。

通讯作者: 田硕, E-mail: 547742603@qq.com

的正确性和可行性。

1 风扇噪声预测方法

1.1 Heidmann 风扇噪声预测模型

Heidmann 方法基于 Boeing-Ames 模型发展而来, 利用该模型对某大型涵道比涡扇发动机的风扇噪声进行静态预测, 在 1/3 倍频段中心频率上计算了风扇进口宽频噪声、风扇出口宽频噪声两个宽频噪声分量, 在单频噪声及其谐波的频率上计算风扇进口离散单频噪声、风扇进口组合单频噪声和风扇出口离散单频噪声这三个单频噪声分量^[2]。

Heidmann 模型预测风扇噪声声压级的通用计算公式为^[3]

$$L_{Spr}(f, \theta) = 20 \lg\left(\frac{\Delta T}{\Delta T_0}\right) + 10 \lg\left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0}\right) + F_1(M_d, M_R) + F_2(S^*) + F_3(\theta) + F_4(\eta) \quad (1)$$

式中: ΔT 是风扇级总温升; ΔT_0 是参考风扇级总温升; \dot{m} 是通过风扇的质量流量; \dot{m}_0 是参考风扇的质量流量; F_1 是风扇相对叶尖马赫数修正函数, M_d 是风扇叶尖在设计点的相对马赫数, M_R 是风扇转子叶尖相对马赫数; F_2 是静转子间距修正函数, S^* 是转子静子间距比; F_3 是指向性修正函数, θ 是指向角度是; F_4 是频谱修正函数, η 是频率参数。人耳听觉范围在 50~20 000 Hz 这个范围内, 所以应计算此范围内 1/3 倍频段声压级。

单频噪声的频率与叶片通过频率 f_b 有关, f_b 的计算公式为

$$f_b = \frac{N^* B c_\infty}{d^* \sqrt{A_e}} \quad (2)$$

其中: c_∞ 是环境中的声速; A_e 是风扇参考面积; B 是发动机风扇转子叶片数; N^* 是转速的无量纲形式; d^* 是风扇转子直径的无量纲形式。

1.2 噪声在飞行过程中的衰减和修正

噪声在传播时会发生衰减, 本文主要考虑噪声在大气中的扩散衰减和吸收衰减。飞机作为噪声源相对接收点移动时会产生多普勒效应, 需要对频率进行修正。同样, 声压级在此状态下也需要进行修正^[4]。

2 起飞航迹的计算

ANP 数据库一般有根据国际鉴定组织所规定的国际标准化程序来进行噪声鉴定期间所获取的噪声数据。根据这些数据可以得到 Boeing737-800

的起飞航迹。

最终得到 B737-800 型飞机的标准起飞航迹图, 如图 1 所示^[5]。

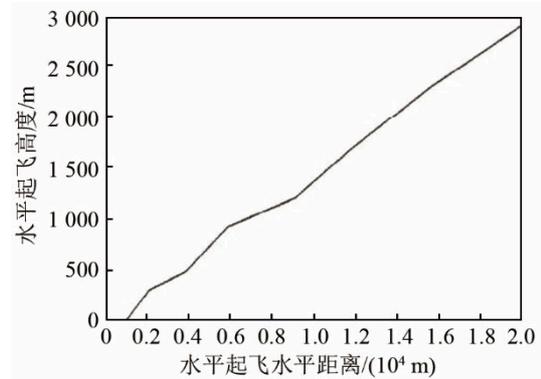


图 1 飞机的起飞航迹
Fig.1 Aircraft takeoff path

3 音频信号合成实例

以现代干线客机 B737-800 所使用的 CFM56-7B 发动机为例, 基于 Heidmann 算法, 结合该型号飞机的起飞航迹, 合成飞机起飞时飞越噪声测量点所接收到的风扇部件所产生的音频信号。具体合成过程如图 2 所示。

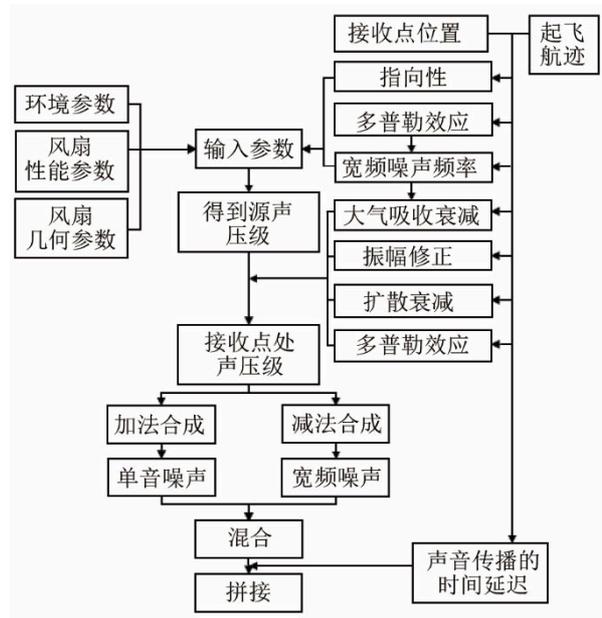


图 2 噪声合成流程图
Fig.2 Flow chart of noise synthesis

由于起飞过程中飞机相对接收点的位置以及飞机的飞行状态一直在变化, 接收点接收到的音频信号也在一直变化。所以需要分段合成音频信号, 通过计算合成每一小段的音频信号再将其拼接起来的方式, 完成飞机音频信号的合成工作。每一小

段音频信号根据其拼接时的拼接点所对应的噪声数据进行合成。

3.1 合成预处理

只合成末点真实高度由 H_3 变化到 H_6 阶段的音频信号，因为在这一阶段中，接收点接收到的噪声的指向性角度小于 30° ，接收到的飞机噪声绝大部分为风扇噪声，实际意义更大^[6]。合成的音频段的长度可以在进行拼接时进行调整，在合成时无需对音频段的长度有要求。为了保证拼接后音频的流畅性、减小拼接处的杂音，在距离接收点最近的航迹上应多取一些拼接点，这是因为飞机在距离接收点最近的航迹上飞行时，接收点接收到的噪声数据的变化会比较大。一共取 7 个拼接点，第 7 个拼接点为结束点，在这个点以后不再拼接音频。将最终的完整音频分割为 7 段音频分别进行合成。

这 7 个拼接点对应的航迹点的位置信息如表 1 所示。

表 1 航迹点坐标信息表
Table 1 Track point coordinates

序号	横坐标/m	纵坐标/m	序号	横坐标/m	纵坐标/m
1	2741.8	342.45	9	5760.5	833.06
2	3250.5	399.81	10	6177.1	918.12
3	3627.5	441.77	11	6506.0	945.53
4	3923.1	474.68	12	6949.3	981.41
5	4221.8	507.93	13	7524.2	1028.00
6	4536.1	578.92	14	8244.9	1086.30
7	4738.5	624.65	15	9388.6	1178.90
8	5242.0	727.18			

在合成接收点接收到的宽频噪声时，需要确定接收点处宽频噪声的 $1/3$ 倍频程中心频率，而 $1/3$ 倍频程中心频率是固定不变的。

这样一来计算宽频噪声大气吸声衰减时，只计算 $1/3$ 倍频程中心频率上宽频噪声的声衰减即可，提高了计算速度。当飞机处在航迹不同位置时，飞机噪声的多普勒效应也不相同，因此在计算拼接点对应的宽频源噪声时，所需频率需要根据多普勒效应和拼接点处 $1/3$ 倍频程中心频率进行反推来获得：

$$f_{\text{original}} = \frac{f_{\text{flight}}}{(1 - Ma \cos \lambda)} \quad (3)$$

式(3)中： f_{flight} 是声音在传播路径和接收点处的实际频率； f_{original} 是声音在噪声源处的原始频率； Ma 是飞机的飞行马赫数， λ 是飞机的起飞航迹与飞越噪声接收点之间的夹角。

3.2 参数设定

选择与某次发动机静态噪声实验相同的环境

参数，如表 2 所示。CFM56-7 发动机风扇几何参数如表 3 所示，性能参数如表 4 所示。

表 2 环境参数表
Table 2 Environmental parameters

海拔高度/m	温度/K	压强/Pa
328	296	97 450

表 3 风扇几何参数表
Table 3 Fan geometrical parameters

转子直径/m	轮毂直径/m	风扇参考面积/m ²	进口环流面积/m ²
1.55	0.63	1.89	1.58
转子叶片数	转静子间距比	噪声源半球半径/m	
24	1.7	45.7	

表 4 风扇性能参数表
Table 4 Fan performance parameters

风扇叶尖设计马赫数	转速/(r·min ⁻¹)
1.2	5 200
风扇进口空气质量流量/(kg·s ⁻¹)	通过风扇总温升/K
210.00	42.5

3.3 飞机噪声预测

如图 3 所示，飞机在起飞时， P 点是飞越噪声测量点音频信号接收点，在跑道延长线上距离滑跑起始点 $6\ 500\ \text{m}$ ^[7]。图 3 是飞机在起飞过程中飞行姿态示意图， X_f 是水平线， $\angle 1$ 为飞机起飞阶段的俯仰角， $\angle 2$ 为起飞航迹切线与水平面的夹角， $\angle 2$ 由航迹点坐标得出，这里近似认为 $\angle 1$ 等于 $\angle 2$ 。

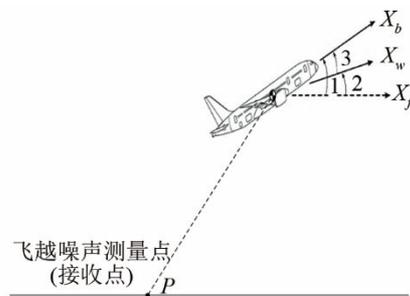


图 3 飞机飞行姿态示意图
Fig.3 Schematic diagram of aircraft flight attitude

P 点与飞机的连线与 X_b 之间的夹角即为指向性角 θ ，根据 7 个航迹点的坐标与飞机在该航迹点时的俯仰角，算出每个航迹点对应的指向性角，再结合 3.2 中的参数设定，代入到式(1)的 Heidmann 噪声预测模型公式中，通过计算得到每个拼接点对应的接收点的噪声数据，即 5 种噪声成分的频率及其所对应的声压级，再根据这些噪声数据来进行噪声合成。

3.4 音频信号合成

得到噪声数据后，利用 Adobe Audition 软件对

音频信号进行合成。音频信号中的宽频噪声用减法合成法来合成,根据上述计算得到的宽频噪声预测数据来设计快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform, FFT)滤波器,对 Adobe Audition 生成的白噪声进行滤波,滤波后所得到的就是宽频噪声。噪声中的单频噪声用加法合成法进行合成,利用 Adobe Audition 直接生成波形为正弦信号的声音,正弦信号的各项参数根据上述噪声预测数据获得。将两种合成方法合成的音频叠加在一起即可得到目标噪声的音频信号^[8]。将 Adobe Audition 所建立的音频文件和多轨混音项目的采样率设置为 44 100 Hz,位深度设置为 32 位(浮点)。

3.4.1 宽频噪声合成

生成白噪声的强度设置为最大值 40,偏因径系数(Deflection Coefficient, DC)偏移设置为 0,风格选择单声道。接下来对该白噪声进行滤波,选择 FFT 滤波器,根据上述计算得到的宽频噪声 1/3 倍频程中心频率上的声压级来改变 FFT 滤波器滤波曲线的形状来进行滤波,FFT 滤波器的长度为 8 192,若选择更大的 FFT 则会减慢合成速度,且精度的提高不明显^[9]。由于滤波后的信号频率和幅值范围宽,频率和幅值在其范围内连续变化,所以窗函数的选择不会对噪声合成结果造成明显影响。滤波器系数设置按以下公式计算:

$$h(f)=B-L_{sp}(f) \quad (4)$$

式中: B 为常数,这里取 B 为 70,因为白噪声功率谱密度减去功率谱密度下限后约等于 70。由于风扇进口噪声和风扇出口宽频噪声在噪声预测阶段是分开计算的,因此我们在合成噪声时也要将其分开合成。部分滤波器系数设置如表 5 所示,表 5 中频率为 1/3 倍频程中心频率。

3.4.2 单频噪声合成

在生成音调选项中合成单频噪声,音量设置为 0,基频和谐波分量的频率和振幅则由上述噪声预测数据得到。涡扇发动机单频噪声分为风扇前离散单频噪声,风扇后离散单频噪声和风扇前组合单频噪声,理论上应为上述 3 种单频噪声分别合成一个音频,但由于单频噪声的谐波数量超过 Adobe Audition 中单个音频文件的谐波数量限制,所以需要单音噪声分为 2 个或多个音频进行合成。合成涡扇发动机的单频噪声需要 9 个音频文件,每个音频的单音设置同样可按式(4)进行计算,但此时 B 要取 120,原因同上。部分单音合成滤波器系数设置如表 6 所示。

表 5 宽频噪声合成部分滤波器系数
Table 5 Partial filter coefficient setting for broadband noise synthesis

拼接点 序号	滤波器系数					
	200 Hz	250 Hz	315 Hz	400 Hz	500 Hz	630 Hz
1	-65.63	-59.79	-54.26	-47.8	-43.38	-39.36
2	-66.52	-60.30	-54.36	-47.63	-42.78	-38.30
3	-67.04	-60.56	-54.31	-47.40	-42.24	-37.42
4	-67.12	-60.44	-53.98	-46.92	-41.54	-36.47
5	-66.79	-59.93	-53.27	-46.10	-40.51	-35.22
6	-58.98	-52.34	-45.90	-39.04	-33.65	-28.55
7	-55.77	-49.19	-42.80	-36.04	-30.70	-25.62
8	-49.43	-42.94	-36.60	-30.58	-25.39	-20.46
9	-40.00	-34.21	-28.60	-23.29	-18.75	-14.48
10	-39.65	-34.76	-30.08	-25.72	-22.06	-18.69
11	-44.60	-40.32	-36.27	-32.64	-29.69	-27.08
12	-52.97	-49.31	-45.92	-42.92	-40.55	-38.53
13	-	-	-	-	-	-
14	-	-	-	-	-	-
15	-	-	-	-	-	-

表 6 单音合成部分系数设置
Table 6 Partial filter coefficient setting for tone synthesis

拼接点 序号	系数 频率/Hz		系数 频率/Hz		系数 频率/Hz	
	系数	频率/Hz	系数	频率/Hz	系数	频率/Hz
1	-62.95	3 853.7	-111.33	7 707.5	-	-
2	-56.87	4 153.4	-104.00	8 306.8	-	-
3	-51.92	4 380.9	-97.58	8 761.8	-	-
4	-47.71	4 545.1	-91.67	9 090.2	-	-
5	-43.16	4 689.3	-84.84	9 378.7	-	-
6	-37.65	4 251.2	-71.38	8 502.4	-103.18	12 754
7	-34.57	4 108.2	-65.04	8 216.4	-93.70	12 325
8	-28.20	3 729.5	-48.849	7 459.1	-74.41	11 188.7
9	-27.54	2 903.6	-43.16	5 807.2	-60.88	8 710.8
10	-36.43	2 153.9	-49.69	4 307.9	-63.82	6 461.9
11	-51.99	1 734.9	-69.19	3 469.8	-89.87	5 204.7
12	-67.65	1 428.9	-84.462	2 857.8	-104.11	4 286.7
13	-81.37	1 276.7	-97.40	2 553.4	-115.14	3 830.2
14	-92.86	1 206.6	-10.82	2 413.2	-	-
15	-	-	-	-	-	-

3.4.3 混合

在 Adobe Audition 中将同一拼接点上的各噪声成分添加到一个多轨混音项目的不同音轨中,导出后得到拼接点所对应的音频段。

3.4.4 拼接

由于航迹上的点与接收点方向的距离较大,在合成接收点处音频信号时需要考虑声音的传播所造成的延迟,飞机与接收点的距离是动态变化的,因此延迟的大小也是动态变化的。

延迟的计算公式为

$$\Delta t = R(t)/c \quad (5)$$

其中： t 为飞机飞行时间， c 为声速， $R(t)$ 为声音传播距离。经计算，飞机在 H_3 至 H_6 阶段最开始时，噪声传播到接收点所用的时间为 11.966 s。各拼接点对应的接收点接收到的时间减去 11.966，得到的即为合成音频上的拼接点的时间刻度，如表 7 所示。

表 7 拼接点相关数据
Table 7 Relevant data at splicing points

序号	飞机飞行时间/s	接收点接收到的时间/s	拼接点的时间刻度/s
1	2.00	13.0100	1.0440
2	4.88	14.4198	2.4538
3	6.88	15.3382	3.3722
4	8.38	15.9970	4.0310
5	9.84	16.6155	4.6495
6	11.34	17.2738	5.3078
7	12.30	17.7127	5.7467
8	14.80	19.0775	7.1115
9	17.30	20.5801	8.6141
10	19.30	22.1663	10.2003
11	20.80	23.5848	11.6188
12	22.80	25.9784	14.0124
13	25.30	29.5718	17.6058
14	28.30	34.3491	22.3831
15	32.80	41.9800	30.0140

音频信号的拼接同样在 Adobe Audition 软件的多轨混音项目中进行。为了避免拼接处的杂声，使拼接的音频信号更流畅，一次拼接过程只拼接两个音频段。第一个音频段是根据 0 s 时的噪声数据进行合成得出的，进行拼接时要放在音轨的最前面，即 0 s 这一刻度上，再对该音频段进行裁剪，使该音频段的末端对准第一个拼接点。与其进行拼接的音频段是根据飞行时间为 2 s 时的噪声数据进行合成的，该音频段对应的起点是 0 s，这样做的目的是使两个刻度之间音频的过滤更加平滑。这段音频同样也要进行裁剪，使末端对准第二个拼接点，这样就相当于在第一个拼接点和第二个拼接点之间留了一个缓冲区，以便后一个音频段的拼接。

后续音频段的拼接同样按照上述方法，拼接最后一个音频段时则不需要再留缓冲区，直接裁剪至第七个拼接点处即可。每进行一次拼接都要将拼接结果导出为一个完整文件，然后与下一个音频段进行拼接。进行多次拼接直至完全拼接完成。噪声合成的声谱图如图 4 所示。在该声谱图中，颜色越亮代表此处声压级越大，若为纯黑色则代表此处没有能量分布。由该声谱图可以看出，随着时间的增加，声压级能量分布逐渐向低频区域转移，且声音的总声压级先增大后减小，在约 12 s 处发生转折。这种

变化并不十分流畅，在 1.2, 2.4, 3.4, 4.1, 4.7, 5.3, 13.5 和 22.3 s 左右出现了肉眼可见的声压级和频率范围的突变。声谱图中有几条较为明显的细线，这些细线在 6~16 s 这一区间内较为明显。

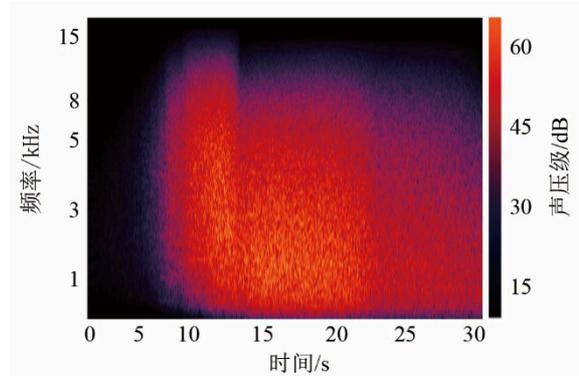


图 4 合成音频信号声谱图

Fig.4 Spectrogram of synthesized audio signal

4 试验测量

为了验证第 3 节中噪声合成结果的准确性。利用 Brüel & Kjær 声学测量设备对合成出的噪声结果进行测量。由于该型号飞机配有两个对称且相同的发动机，测量时要同时播放两个合成噪声音频。

在实际噪声适航审定中，要求在 $10^\circ \sim 160^\circ$ 之间，每隔 0.5 s 测量一次声压级。本文也同样每隔 0.5 s 测量一次。

测量结果经过计算得到感觉噪声级 L_{PN} ，并以此计算单音修正感觉噪声级 L_{PNT} 。单音修正感觉噪声级的计算公式为

$$L_{PNT} = (L_{PN} + C_{max}) \quad (6)$$

式中： C_{max} 为单音修正值。飞机噪声审定的基本评价尺度是有效感觉噪声级^[10]，把预测值与真实值做比较，可验证该预测模型的准确性。最大单音修正噪声级与持续时间修正进行求和，得到有效感觉噪声级为 90.3 dB。

由 EASA 文件可知，该型飞机起飞时，在飞越噪声测量点测得总机的有效感觉噪声级为 96.1 dB^[11-12]，结合 NASA 给出的风扇噪声在总机噪声中的占比，风扇部件合成噪声测量值与总机噪声测量值相差 4 dB，本文预测合成结果与 EASA 提供的噪声值相差约 1.8 dB，符合中国民用航空规章第 36 部的规定。

5 结论

本文提出了一种能够脱离实际音频采集来获

取涡扇发动机风扇部件飞行音频信号的方法。运用 Adobe Audition 软件, 根据 Heidmann 风扇噪声预测模型和 ANP 数据库所得出的噪声预测数据进行音频信号合成, 将合成噪声测量结果与 EASA 测量结果对比, 验证了方法的有效性, 并得出如下结论:

(1) 飞机在相对接收点较近的航迹点上飞行时, 单频噪声在风扇总噪声中所占比重更大, 在听觉上更为明显。

(2) 相比于前半段, 后半段音频中低频噪声的占比更大。

(3) 对合成的音频信号的测量结果与 EASA 测量结果的对比显示, 二者之间的差值较小, 符合中国民用航空规章第 36 部的规定, 结果可靠。

相比在飞机试飞过程中进行实际音频采集, 该方法成本更低, 可执行性更高。由于涡扇发动机其他部件的噪声成分比风扇部件噪声更为简单, 因此该方法也适用于涡扇发动机的其他部件的音频信号合成。可以请机场周围居民试听合成的噪声, 通过调查居民对噪声的反应来评估飞机噪声对其的影响, 协助相关人员完成飞机噪声适航审定的工作, 降低噪声审定过程中多次实际飞行的成本。此外, 该方法的合成成果还可以应用在相关的飞行模拟软件当中。

参 考 文 献

- [1] RIZZI S A, AUMANN A, LOPES L V, et al. Auralization of hybrid wing body aircraft flyover noise from system noise predictions[C]// 51st AIAA ASM meeting, 7-10 January, Grapevine, Texas, AIAA-2013-0542.
- [2] 陈柏瑞. 涡扇发动机风扇静态噪声数据预测方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
CHEN Borui. Research on prediction method of turbofan engine fan static noise data[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016.
- [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, 36(2): 226-231.
WANG Liangfeng, QIAO Weiyang, JI Liang, et al. An improved prediction model for fan inlet noise[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 226-231.
- [4] 戴康宁. 基于发动机风扇静态噪声预测飞行噪声的方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018.
DAI Kangning. Research on the method of predicting flight noise based on engine static noise[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018.
- [5] 闫国华, 陈佳栋, 孔鹏, 等. 涡扇发动机边线噪声预测研究[J]. 声学技术, 2018, 37(4): 68-72.
YAN Guohua, CHEN Jiadong, KONG Peng, et al. Prediction research of lateral noise in turbofan engine[J]. Technical Acoustics, 2018, 37(4): 68-72.
- [6] 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.
- [7] 闫国华, 李灏楠. 利用 ANP 数据预测飞机边线噪声方法研究[J]. 声学技术, 2017, 36(6): 574-579.
YAN Guohua, LI Leihao. Research on the method of using ANP data to predict aircraft lateral noise[J]. Technical Acoustics, 2017, 36(6): 574-579.
- [8] RIZZI S A, SULLIVAN B M, AUMANN A R. Recent developments in aircraft flyover noise simulation at nasa langley research center[C]//NATO Research and Technology Agency AVT-158 "Environmental Noise Issues Associated with Gas Turbine Powered Military Vehicles" Specialists' Meeting, Paper 17, Montreal, Canada, 2008, NATO RTA Applied Vehicle Technology Panelpp. 14.
- [9] RIZZI S A, SULLIVAN B M. Synthesis of virtual environments for aircraft community noise impact studies[C]//11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA-2005-2983, Monterey, CA, 2005.
- [10] 金奕山. 民用航空器噪声合格审定概论[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2013.
JIN Yishan. Introduction to civil aircraft noise qualification assessment[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2013.
- [11] NO E, BOLKOW B. Type-certificate data sheet for noise[R]. Cologne: EASA, 2010.
- [12] BATTANER-MORO J, SELF R, HOLLAND K. Microphone Position and Atmospheric Effects in Open-air Engine Noise Tests[C]//AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2013.