

航空发动机飞越噪声预测优化算法研究



闫国华,张敏,刘勇,张青
中国民航大学,天津 300300

摘要:发动机风扇和喷气噪声是飞机起飞过程中发动机最主要的两个部件噪声源,在飞机起飞过程中,可以用发动机风扇噪声和喷气噪声近似替代发动机整机噪声进行噪声预测,这对新型发动机的降噪设计和民用航空器的噪声适航性评估具有重要意义。本文提出一种新的航空发动机整机飞越噪声预测方法,该方法基于Heidmann风扇噪声模型和Stone喷流噪声模型获取地面风扇噪声与喷气噪声数据,考虑噪声传播过程中多普勒效应、几何发散衰减、大气声吸收衰减的影响,将风扇噪声和喷气噪声分别映射到飞机起飞航迹线上,在飞行状态合成得到起飞航迹线上航空器噪声适航审定程序所要求的发动机整机噪声,计算实际飞机起飞时噪声适航审定中所需测量的每隔0.5s动态声压级的预测值,并计算最终的有效感觉噪声级。以CFM56-7B发动机为算例,将模型计算得到的有效感觉噪声级与试验结果进行对比,验证了该方法的有效性和准确性。本文方法可用于航空器适航噪声预测,为我国自主实现航空器噪声适航审定提供技术支持。

关键词:起飞; 风扇噪声; 喷气噪声; 发动机整机噪声; 噪声适航审定

中图分类号:V235.1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.08.003

随着2023年第5阶段噪声标准的实施,飞机噪声适航审定对飞机的噪声水平要求越来越严格。飞越噪声是航空器适航审定流程中的一个噪声^[1],所以对于飞越噪声的准确预测有利于飞机的适航取证。飞机噪声源主要分为发动机噪声和机体噪声两类^[2]。在飞机起飞过程中,发动机噪声远大于机体产生的噪声^[3]。因此,对于整个发动机的噪声进行准确预测将有助于飞机噪声的适航认证。发动机噪声是航空器的主要噪声源,而风扇噪声和喷气噪声是飞机起飞过程中占比最大的两个部件噪声源^[1-3],因此可以用风扇噪声和喷气噪声代替发动机的整机噪声,进行飞机的噪声适航审定工作。噪声适航审定是通过无数次飞行试验测量得到的,这需要消耗大量的人力、物力和财力^[4]。采用噪声预测算法可以替代实际的飞机飞行噪声测量试验,有助于节约时间成本和经济成本,降低噪声适航审定的周期和成本^[5]。

闫国华等^[3,6-8]通过对飞机发动机的飞越噪声时域信号数据进行分析,并在此基础上对发动机的有效感觉噪声级

数据进行预测,通过实例验证了该算法的合理性,而且基于部件噪声预测算法对航空发动机整机飞越噪声进行了预测;彭馨琪^[1]对飞机发动机喷气噪声预测算法进行了研究,并通过实例进行了验证,且开发出了一种输入发动机设计参数就可以得到最终实际适航审定所需的喷气噪声有效感觉噪声级数据的平台,该平台不仅能预测数据,而且具有图形输出功能;朱江辉^[9]通过对地面对于飞机飞越噪声传播的影响分析,推导获取自由场声压级的修正方法,并仿真分析其影响因素,修正了地面对飞越噪声测量值的影响;张彤等^[10]对飞机减推力起飞进行了研究,结果证明了减推力起飞可以替代飞行试验,并且可以减小飞越噪声对机场附近的影响;Stewart等^[11]提出了一种使用相关参数来预测飞机噪声等级的方法,在飞机噪声的预测研究方面提供了很大的帮助;夏焯等^[12]对涡扇发动机缩尺风扇管道噪声试验数据进行了分析,分析试验存在的问题对试验数据幅值差异产生的原因;赵俊等^[13]基于计算流体力学(CFD)和FW-H方程对飞行器的噪声特性进行了相关研究,分析飞行器气

收稿日期:2024-01-09; 退修日期:2024-04-26; 录用日期:2024-05-22

基金项目:中国民航大学实验技术创新基金(2021CXJJ90)

引用格式: Yan Guohua, Zhang Min, Liu Yong, et al. Research on optimization of noise prediction method for aero-engine during take-off[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(08):21-28. 闫国华,张敏,刘勇,等. 航空发动机飞越噪声预测优化算法研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(08):21-28.

动噪声对总噪声的影响;乔渭阳等^[14]对飞机起飞过程中的噪声源进行了计算分析,探究了噪声源的频谱特性和指向特性;Arntzen等^[15]通过预测机场附近噪声监测位置的噪声,提出了一种针对飞机噪声的噪声合成技术;Zellmann等^[16]考虑飞机飞行参数的影响,提出了一种基于测量噪声与飞机飞行参数回归的飞机噪声发射模型;Filippone等^[17]对飞机飞越噪声进行了一系列测量,以收集用于噪声预测、分析和计算机程序验证的数据,并且提供了空客 A320-200、波音 737-800 和 ATR72(涡轮螺旋桨飞机)的选定测量数据库,为后人在噪声研究方面提供数据支撑。参考文献[18]提出由飞机发动机部件到飞机发动机整机的飞越噪声预测流程,先是在地面合成整机噪声然后映射到空中得到相应发动机机型的有效感觉噪声级数据,而且参考文献[19]对于发动机整机噪声的预测研究都是先对部件噪声在地面进行合成,得到地面整机噪声,然后映射到飞行状态,得到飞行状态的整机噪声。这种预测方法得到的结果在精度上还有待提高。

为了减小起飞时发动机噪声的预测误差,本文提出了一种新的发动机整机飞越噪声预测方法。该方法首先基于Heidmann 风扇噪声模型和 Stone 喷流噪声模型获取地面风扇噪声与喷气噪声数据,然后考虑噪声传播过程中多普勒效应、几何发散衰减效应、大气声吸收衰减效应的影响,将风扇噪声和喷气噪声分别映射到飞机的起飞航迹线上,并合成得到起飞过程中的发动机整机噪声,计算实际飞机起飞时噪声适航审定中所需测量的每隔 0.5s 动态声压级的预测值,并计算最终的有效感觉噪声级。将计算结果与试验结果相比较,对本文方法的有效性和准确性进行验证。本文方法可为我国飞机噪声自主适航审定工作提供技术支持。

1 发动机整机噪声预测模型

1.1 地面静态噪声数据的获取

1.1.1 发动机风扇噪声预测算法

Heidmann 风扇噪声预测模型是一种基于归一化的噪声预测算法,可以用于发动机风扇噪声的预测^[20]。风扇噪声包括进口宽频、进口离散单音、进口组合单音、出口宽频、出口离散单音噪声^[21]。预测风扇噪声的方法是分别计算出这几个部分的声压级,最后叠加得到总声压级^[22]。声压级计算通式如下^[20]

$$\text{SPL}(r, f, \theta) = 20 \lg \frac{\Delta T^*}{\Delta T_{\text{ref}}^*} + 10 \lg \frac{m^*}{m_{\text{ref}}^*} + F_1(Ma_d, Ma_r) + F_2(s^*) + D(\theta) + S(\eta) \quad (1)$$

式中, ΔT^* 为空气流过风扇后的无量纲化温升; m^* 为空气流经风扇后的量纲一(旧称无量纲)化质量流量; F_1 为风扇叶尖设计马赫数 Ma_d 与风扇叶尖相对马赫数 Ma_r 相关的函数; F_2 是与风扇转子叶片和静子叶片之间轴向距离相关的函数; D 为有关传播方向角的函数; S 为 1/3 倍频程函数。

1.1.2 发动机喷气噪声预测算法

Stone 喷气噪声预测模型是一套半经验预测公式,该模型可以用来预测喷气噪声的每个噪声组分,每个噪声组分的声压级由 4 个基本项组成,分别是发动机功率相关项、声源距离相关项、角度相关项和频率相关项,其基础预测方程如下^[23]

$$\text{SPL}(r, f, \alpha) = \text{SWL} + 10 \log_{10}(A/r^2) + 10 \log_{10}(D(\alpha)) + 10 \log_{10}(F(Sr, \alpha)) \quad (2)$$

式中, SPL 为声压级; SWL 为声功率级; A 为发动机尾喷口横截面积; A/r^2 为考虑尾喷口横截面积以后进行校正得到的距离因子; D 为方向性函数; Sr 为斯特哈尔数; F 为频谱函数。发动机喷气内流混合、外流混合、合并流混合和尾椎分离这几种类型构成了发动机喷气噪声的组成部分,这几种噪声的基础预测方程都是相同的,只是对应各组份预测方程中的参数会有所差异,因此在运用该模型进行预测时,需要根据实际情况进行相应调整。

1.2 发动机噪声从地面到空中的映射

1.2.1 声源多普勒效应修正

地面噪声测量点的位置是固定不动的,但是飞机在空中飞行时,与地面噪声测量点的相对位置是在不断变化的,由于声源多普勒效应的影响会导致噪声测量误差的存在,所以需要进行相应的声压级修正,修正公式^[24]为

$$\text{SPL}_{\text{flight}} = \text{SPL}_{\text{static}} - K(1 - Ma \cos \lambda) \quad (3)$$

式中, $\text{SPL}_{\text{flight}}$ 为飞行状态声压级; $\text{SPL}_{\text{static}}$ 为地面静态声压级; 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 几何发散衰减修正

发动机噪声可以假想为一个点声源,飞机噪声从空中传播到地面测量点的过程中,点声源有扩散的历程,在这个过程中,由于几何发散衰减的影响,噪声的能量会有损耗,所以需要进行修正,修正公式如下^[24]

$$\Delta \text{SPL}_i = 20 \lg(r_2/r_1) \quad (4)$$

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 大气声衰减效应修正

飞机在空中飞行时, 发动机噪声源经过空气传播到地面噪声测量点, 部分噪声能量会被空气吸收, 传播到测量点处的噪声能量会有所减少, 测得的噪声数据会偏小, 因此需要对其预测结果进行修正。大气吸声系数计算公式如下^[25]

$$\alpha(i) = 10^m + \eta(\delta) \times 10^n \quad (5)$$

式中

$$m = 2.05 \lg(f_a/1000) + 101394 \times 10^{-3} \theta - 1.916984$$

$$n = \lg(f_a) + 8.42994 \times 10^{-3} \theta - 2.755624$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_a}} \times 10^{m_1} \times 10^{n_1} \quad (6)$$

其中

$$m_1 = \lg H - 1.328924 + 3.179768 \times 10^{-2} \theta$$

$$n_1 = -2.173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1.7496 \times 10^{-6} \theta^3$$

1.2.4 飞行映射流程

为了降低飞机起飞过程产生的噪声对机场附近居民的影响, 飞机在起飞阶段会采用减推力起飞的方式, 使飞机起飞过程中的噪声大大减少^[26], 减推力起飞流程如图 1 所示。

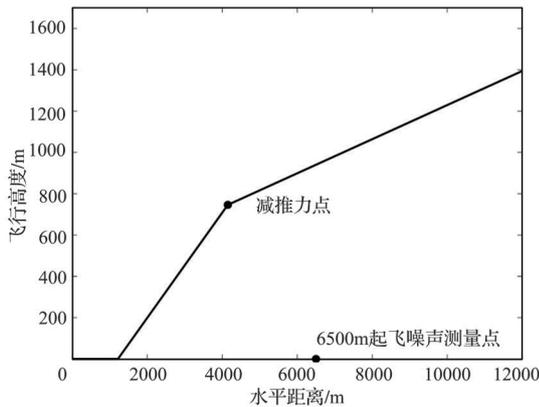


图1 起飞航迹

Fig.1 Take-off track

从地面发动机静态噪声测试到空中实际飞行状态需要进行飞行映射, 现以地面静态测试 60° 为例, 即 $\angle CBO = 60^\circ$, 如图 2 所示。已知减推力点坐标为 $(4146.93, 746.33)$, 设 B 点坐标 (x_B, y_B) , 过 B 点做辅助线 BD 与水平地面平行。由适航审定规章可知, 发动机轴线与地面的夹角 $\angle CBD = 15^\circ$ 。 BE 垂直水平地面, 由平行线内错角定理可知, $\angle BOE = \angle DBO = \angle CBO - \angle CBD$, 即 $\angle BOE = 60^\circ - 15^\circ = 45^\circ$ 。已知减推力点与 B 点所在航迹直线斜率为 0.08 , 可根据上述信息, 得到如下

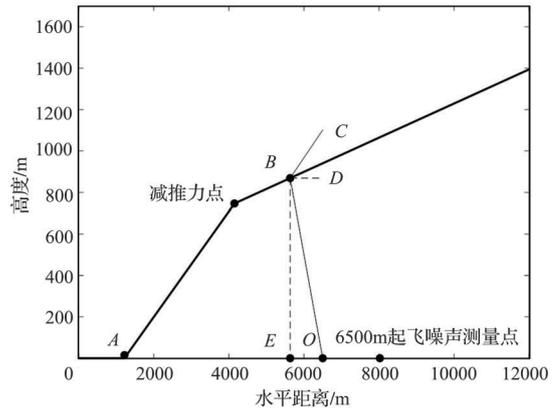


图2 噪声映射举例

Fig.2 Example of noise mapping

方程

$$\begin{cases} \frac{y_B - 746.33}{x_B - 4146.93} = 0.08 \\ \frac{y_B - 0}{x_B - 6500} = \tan(45^\circ) \end{cases} \quad (7)$$

计算得到 B 点对应坐标为 $(5612.33, 863.56)$ 。依此类推, 可以依次把地面静态测试 $20^\circ \sim 160^\circ$ 每隔 5° 一个点给映射到起飞航迹上。

1.3 整机噪声合成

将得到的风扇噪声和喷气噪声进行合成得到起飞航迹线上发动机的整机噪声, 也即飞机的整机噪声, 合成算法如下^[17]

$$\langle p^2 \rangle = \langle p_1^2 \rangle^* + \langle p_2^2 \rangle^* \quad (8)$$

$$\text{SPL} = 10 \log_{10} \langle p^2 \rangle^* + 20 \log_{10} \frac{\rho_\infty c_\infty^2}{P_{\text{ref}}} \quad (9)$$

式中, p_{ref} 为参考压强(压力); ρ_∞ 为环境密度; c_∞ 为周围环境的声速。

在以往的噪声预测算法中, 学者大多是将地面静态发动机部件噪声合成得到整机噪声以后, 然后再映射到空中得到飞行状态发动机整机噪声。而在本文是先得到地面静态发动机部件噪声, 然后将其映射到飞行航迹上, 再在航迹线上合成得到整机噪声。本文提出的噪声预测方法计算流程如图 3 所示。

2 预测实例

以波音 737-800 飞机为例, 该机型配备两台 CFM56-7B 型发动机。

基于 Heidmann 风扇噪声预测模型和 Stone 喷流噪声预测模型, 得到风扇部件和喷气部件地面静态噪声数据, 进行

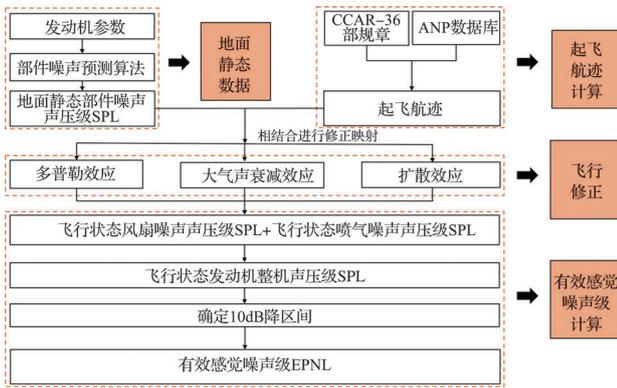


图3 预测流程

Fig.3 Prediction flow

多普勒效应修正、几何发散衰减修正、大气声吸收衰减修正,将其映射到进场航迹,得到风扇部件和喷气部件进场航迹上的噪声,再进行合成得到飞机发动机整机飞越噪声数据。

2.1 参数输入

选择与发动机静态噪声试验相同的环境参数见表1,发动机基本输入参数见表2~表5。

表1 环境参数

Table 1 Environmental parameters

高度/m	温度 /K	压强/Pa
328	288.15	101300

表2 发动机风扇几何参数

Table 2 Geometric parameters of engine fan

风扇几何参数	数值
转子直径/m	1.55
轮毂直径/m	0.63
风扇参考面积/m ²	1.89
进口环流面积/m ²	1.58
转子叶片数	24
静子叶片数	76
转静子间距比	1.7

表3 发动机风扇性能参数

Table 3 Performance parameters of engine fan

风扇叶尖设计马赫数	1.2
转速/(r/min)	3100
风扇进口空气质量流量/(kg/s)	210
通过风扇总温升/K	1.7

2.2 起飞部件噪声优化算法合成

基于某仿真软件完成上述预测方法的编程,实现噪声

表4 发动机尺寸参数

Table 4 Engine size parameters

发动机尾喷管尺寸参数	数值
内涵道尾喷管出口内直径/m	0.45
内涵道尾喷管出口外直径/m	0.75
内涵道尾喷管喉道内直径/m	0.45
内涵道尾喷管喉道外直径/m	0.75
外涵道尾喷管出口内直径/m	1.16
外涵道尾喷管出口外直径/m	1.54
外涵道尾喷管喉道内直径/m	1.16
外涵道尾喷管喉道外直径/m	1.54

表5 发动机性能参数

Table 5 Engine performance data

发动机性能参数	数值
内涵道喷气总温/K	900
内涵道出口喷气速度/(m/s)	472
外涵道喷气总温/K	367
外涵道出口喷气速度/(kg/s)	336

预测的计算过程。已知环境参数、发动机风扇部件和喷气部件的尺寸参数和性能参数,基于Heidmann风扇噪声模型和Stone喷流噪声模型获取地面风扇噪声与喷气噪声数据,然后考虑噪声传播过程中多普勒效应、几何发散衰减效应、大气声吸收衰减效应的影响,将风扇噪声和喷气噪声分别映射到飞机的起飞航迹线上,并合成得到起飞过程中规章要求的每0.5s取一个点的发动机整机噪声声压级数据。由于在10dB降区间范围内的声压级数据意义更大,而且是规章要求的计算最终有效感觉噪声级的数据,所以仅列出有代表性的4~11s声压级数据,见表6。

将飞行状态合成得到的不同方向角、不同1/3倍频程频率下的发动机整机声压级数据绘制三维声压级云图,如图4所示。

由图4可以看出,发动机整机噪声声压级的整体趋势是在方向角和频率较高时噪声声压级较高,在方向角和频率较低时噪声声压级较低。发动机整机噪声在角度处于30°~40°、1/3倍频程在50~100Hz处声压级最低,在100°~150°、1/3倍频程在5000~10000Hz处声压级最高。

2.3 计算有效感觉噪声级

飞机在实际适航审定的过程中,实际的评价指标是有效感觉噪声级数据(EPNL),所以在得到发动机的声压级数据以后,需要进行一系列的换算,将其换算到有效感觉噪声级。换算流程是先在声压级数据的基础上实现噪声的转

表6 预测所得发动机飞行状态噪声数据

Table 6 The predicted engine flight state noise data

1/3 倍 频程/Hz	声压级 /dB														
	20°	30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°	100°	110°	120°	130°	140°	150°	160°
50	40.04	41.18	44.25	47.88	51.25	55.18	57.67	60.65	61.65	61.66	61.68	61.76	61.17	60.10	63.48
63	41.23	42.20	45.20	48.79	52.15	56.07	58.55	61.54	62.54	62.55	62.57	62.67	62.16	61.20	64.57
80	42.21	43.07	46.00	49.57	52.91	56.83	59.31	62.29	63.30	63.31	63.34	63.45	63.01	62.09	65.38
100	42.92	43.72	46.62	50.16	53.49	57.41	59.89	62.87	63.87	63.89	63.93	64.04	63.66	62.70	65.74
125	43.46	44.23	47.10	50.62	53.94	57.85	60.33	63.31	64.32	64.34	64.38	64.52	64.14	62.90	65.50
160	43.94	44.69	47.52	51.01	54.33	58.24	60.71	63.69	64.70	64.72	64.77	64.91	64.42	62.76	64.92
200	44.26	45.04	47.85	51.32	54.63	58.53	61.01	63.99	64.99	65.01	65.07	65.18	64.56	62.55	64.36
250	44.47	45.32	48.11	51.56	54.86	58.76	61.24	64.22	65.22	65.25	65.30	65.39	64.65	62.38	63.99
315	44.69	45.62	48.37	51.78	55.07	58.96	61.45	64.41	65.42	65.44	65.49	65.58	64.72	62.31	63.82
400	45.00	46.02	48.69	52.01	55.28	59.16	61.66	64.61	65.61	65.64	65.69	65.78	64.81	62.33	63.80
500	45.43	46.50	49.06	52.25	55.48	59.35	61.87	64.79	65.80	65.82	65.88	65.98	64.93	62.40	63.86
630	46.14	47.21	49.56	52.56	55.73	59.57	62.12	64.99	65.99	66.04	66.10	66.24	65.10	62.51	63.97
800	47.15	48.15	50.25	52.98	56.06	59.85	62.44	65.25	66.25	66.31	66.40	66.60	65.34	62.70	64.15
1000	48.19	49.12	51.00	53.44	56.42	60.17	62.81	65.53	66.53	66.61	66.74	67.01	65.63	62.92	64.36
1250	49.31	50.15	51.83	53.98	56.86	60.54	63.23	65.87	66.86	66.97	67.14	67.50	65.98	63.19	64.61
1600	50.48	51.23	52.73	54.62	57.37	60.98	63.75	66.27	67.27	67.41	67.62	68.09	66.41	63.53	64.92
2000	52.00	53.00	53.47	55.17	57.83	61.40	64.21	66.65	67.64	67.81	68.07	68.68	66.81	64.00	65.22
2500	51.00	51.00	54.08	55.65	58.26	61.77	64.64	67.00	66.00	68.18	68.48	70.00	66.00	64.14	65.49
3150	51.31	62.46	68.88	73.19	77.30	81.48	84.45	86.33	86.47	85.39	83.92	82.16	76.77	68.59	65.74
4000	44.13	57.51	64.95	69.82	74.27	78.63	81.75	83.63	83.75	82.59	80.97	78.96	73.04	64.00	65.91
5000	37.98	53.22	61.53	66.90	71.65	76.19	79.42	81.32	81.42	80.19	78.45	76.21	69.88	60.15	65.99
6300	26.21	44.93	54.89	61.24	66.57	71.44	74.85	76.82	76.88	75.53	73.52	70.84	63.78	52.78	66.00
8000	20.18	31.62	44.35	52.84	59.16	64.50	68.13	70.19	70.21	68.65	66.25	62.93	54.80	41.92	66.00
10000	15.47	14.70	30.76	41.09	48.51	54.51	58.51	60.71	60.66	58.82	55.87	51.62	41.96	26.42	66.01

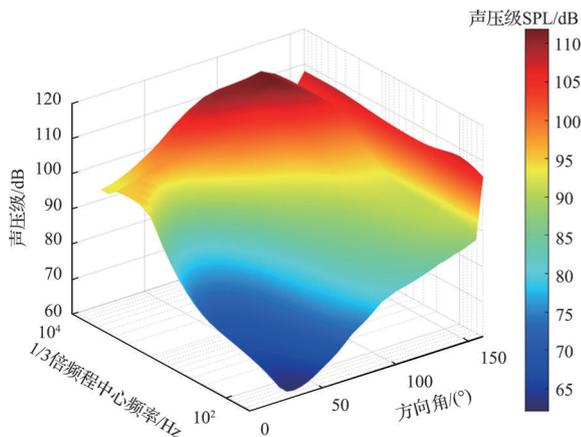


图4 噪声三维声压级云图

Fig.4 Noise three-dimensional sound pressure level cloud map

化,再计算感觉噪声级,感觉噪声级加上纯音修正因子即计算得到单音修正感觉噪声级(PNLT),PNLT里面最大的数值即最大单音修正感觉噪声级(PNLTM)。有效感觉噪声级为最大单音修正感觉噪声级加上10dB降区间两个时间

点 $t(1)$ 和 $t(2)$ 之间的时间段修正 D

$$EPNL = PNLTM + D \tag{10}$$

$$D = 10 \log_{10} \left[\frac{1}{T} \int_{t(2)}^{t(1)} \text{anti} \log_{10} \frac{PNLT}{10} dt \right] - PNLTM \tag{11}$$

通过计算得到该机型的PNLT-10dB降区间是在4~11s间取得相应数据见表7。

对PNLT数据在4~11s时间内进行积分,可得预测噪声

表7 PNLTM-10dB降区间

Table 7 PNLTM-10dB drop interval

时间/s	4.0	4.5	5.0	5.5
PNLT/dB	114.95	116.62	118.93	120.65
时间/s	6.0	6.5	7.0	7.5
PNLT/dB	122.18	123.22	119.34	119.31
时间/s	8.0	8.5	9.0	9.5
PNLT/dB	119	122.85	121.81	120.61
时间/s	10.0	10.5	11.0	—
PNLT/dB	119.23	117.71	116.00	—

在起飞阶段的适航审定噪声EPNL值为86.08dB。

2.4 预测结果分析

该算例机型发动机实际起飞状态下产生的EPNL值为85.0dB,将本文方法的计算结果与试验值和前人的计算方法^[18]进行对比,见表8。

表8 原始方法与本文方法误差值对比(单位:dB)

Table 8 The error value comparison between the original method and the method in this paper (Unit: dB)

试验数据	原始方法预测值	本文方法预测值	原始方法相对误差值	本文方法相对误差值
85.0	87.19	86.08	2.19	1.08

由表8可知,本文算法得到有效感觉噪声级值与官方给定的数据相差不大,误差仅为1.08dB,误差范围小于2%,符合适航规章CCAR36部的要求,而且比前人预测方法的结果误差更小,预测结果更精确,从而证明了本文方法的有效性和准确性。

3 结论

结合《中国民用航空规章》中的飞机起飞基准程序,依据Heidmann风扇噪声预测模型和Stone喷流噪声预测模型,本文提出了一种新的发动机飞越噪声预测方法,并且通过与试验结果的对比较验证了该方法的有效性和准确性。现得到如下结论:

(1)本文提出的方法是在前人的研究上进行了创新,预测结果有效且更精确,可用于航空器适航噪声预测,为我国自主实现航空器噪声适航审定提供技术支持。

(2)本文预测方法仅仅是对飞机飞越噪声的分析,后续工作者可以参照本文的研究方法完善适航进近噪声和边线噪声的预测。

AST

参考文献

- [1] 彭馨琪. 飞机起飞喷气噪声预测及影响分析 [D]. 天津: 中国民航大学, 2018.
Peng Xinqi. Prediction and impact analysis of aircraft take-off jet noise [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018. (in Chinese)
- [2] 武兆伟, 乔渭阳, 许开富. 风扇/压气机噪声经验预测方法研究 [C]. 大型飞机关键技术高层论坛, 2007.
Wu Zhaowei, Qiao Weiyang, Xu Kaifu. Research on empirical prediction method of fan/compressor noise [C]. High-level Forum on Key Technologies of Large Aircraft, 2007. (in Chinese)
- [3] 闫国华, 何耀华. 起飞状态下发动机风扇噪声变化趋势的预测 [J]. 装备制造技术, 2020 (4): 55-58+102.
Yan Guohua, He Yaohua. Prediction of engine fan noise variation trend during takeoff [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2020(4): 55-58+102. (in Chinese)
- [4] 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): 362-366.
Yan Guohua, Chen Jiadong, Kong Peng, et al. Research on prediction of turbofan engine sideline noise [J]. Acoustic Technology, 2018, 37(4): 362-366. (in Chinese)
- [5] 杨宗耀. 飞机边界噪声级预测方法研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2017.
Yang Zongyao. Research on prediction method of aircraft boundary noise level [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017. (in Chinese)
- [6] 闫国华, 白伟伟. 飞越适航噪声时域信号预测方法研究 [J]. 声学技术, 2018, 37(6): 589-595.
Yan Guohua, Bai Weiwei. Study on time domain signal prediction method of overflight airworthiness noise [J]. Acoustic Technology, 2018, 37 (6) : 589-595. (in Chinese)
- [7] 闫国华, 马骞. 航空涡扇发动机喷气噪声动态等值线估计 [J]. 科学技术与工程, 2020, 20(16): 6644-6649.
Yan Guohua, Ma Qian. Dynamic contour estimation of jet noise of aero-turbofan engine [J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20 (16) : 6644-6649. (in Chinese)
- [8] 王玺臻. 基于静态数据的衍生机型飞行噪声预测方法研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2021.
Wang Xizhen. Research on flight noise prediction method of derivative aircraft based on static data [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2021. (in Chinese)
- [9] 朱江辉. 飞机飞越噪声自由场声压级测试方法研究 [J]. 噪声与振动控制, 2023, 43(4): 280-287.
Zhu Jianghui. Study on the free-field sound pressure level test method of aircraft overflight noise [J]. Noise and Vibration Control, 2023, 43(4): 280-287. (in Chinese)
- [10] 张彤, 屈展文. 减推力飞越噪声合格审定优化方法 [J]. 民用飞机设计与研究, 2016 (2): 14-17.
Zhang Tong, Qu Zhanwen. Optimization method of reduced thrust overflight noise qualification [J]. Design and Research of Civil Aircraft, 2016(2) : 14-17. (in Chinese)

- [11] Stewart E C, Carson T M. Simple method for prediction of aircraft noise contours [J]. *Journal of Aircraft*, 1980, 17(11): 828-830.
- [12] 夏烨, 陆美慧, 李旦望, 等. 涡扇发动机缩尺风扇管道声学试验数据分析 [J]. *航空科学技术*, 2022, 33(8): 16-22.
Xia Ye, Lu Meihui, Li Danwang, et al. Analysis of acoustic test data of scaled fan duct of turbofan engine [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2022, 33 (8) : 16-22.(in Chinese)
- [13] 赵俊, 李志彬. 变距四旋翼飞行器气动力及噪声特性计算研究 [J]. *航空科学技术*, 2022, 33(4): 57-66.
Zhao Jun, Li Zhibin. Calculation of aerodynamic and noise characteristics of variable-pitch four-rotor aircraft [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2022,33 (4): 57-66.(in Chinese)
- [14] 乔渭阳, 许开富, 武兆伟. 大型客机起飞着陆过程噪声辐射特性对比分析 [J]. *航空学报*, 2008, 29(3): 534-541.
Qiao Weiyang, Xu Kaifu, Wu Zhaowei. Comparative analysis of noise radiation characteristics of large passenger aircraft during takeoff and landing [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3) : 534-541. (in Chinese)
- [15] Arntzen M, Simons D G. Modeling and synthesis of aircraft flyover noise [J]. *Applied Acoustics*, 2014, 84: 99-106.
- [16] Zellmann C, Schaffer B, Wunderli J M. Aircraft noise emission model accounting for aircraft flight parameters[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(2): 682-695.
- [17] Filippone A, Harwood A. Flyover noise measurements and predictions of commercial airplanes [J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(2): 396-405.
- [18] Peart N A. Flyover-noise measurement and prediction [R]. AIAA 2006-2567, 2013.
- [19] 闫国华, 袁艳. 基于ANOPP2的航空发动机适航噪声预测方法研究 [J]. *航空科学技术*, 2021, 32(4): 22-28.
Yan Guohua, Yuan Yan. Research on aeroengine airworthiness noise prediction method based on ANOPP2 [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021,32(4): 22-28. (in Chinese)
- [20] Hough J W, Weir D S. Aircraft noise prediction program (ANOPP) fan noise prediction for small engines[R]. Nation Aeronautics and space Administration Langley Research Center Hampton, 1996.
- [21] 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]. 第十五届中国科协年会第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. Study on noise source and radiation characteristics of high bypass ratio turbofan engine [C]. The 13th Branch of the 15th Annual Conference of China Association for Science and Technology: Aeroengine Design, Manufacture and Application Technology Seminar, 2013. (in Chinese)
- [22] 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. Improvement of fan inlet noise prediction model [J]. *Propulsion Technology*, 2015, 36(2): 226-231. (in Chinese)
- [23] Stone J R, Montegani F J. An improved prediction method for the noise generated in flight by circular jets [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1980, 67(S1): 4.
- [24] Battaner-Moro J, Self R, Holland K. Microphone position and atmospheric effects in open-air engine noise tests [C]. 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2004: 210-219.
- [25] 刘宁宁. 飞机减推力飞越噪声级预测方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018.
Liu Ningning. Research on the prediction method of aircraft thrust reduction overflight noise level [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018. (in Chinese)
- [26] No E, Bolkow B. Type-certificate data for noise [R]. EASA.A.064, 2023.

Research on Optimization of Noise Prediction Method for Aero-engine during Take-off

Yan Guohua, Zhang Min, Liu Yong, Zhang Qing

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: Engine fan noise and jet noise are the two main noise sources of the engine during the take-off process of the aircraft. During the take-off process of the aircraft, the engine fan noise and jet noise can be used to approximately replace the engine noise for noise prediction, which is of great significance for the noise reduction design of the new engine and the noise airworthiness evaluation of the civil aircraft. A new method for predicting the take-off noise of aero-engine is proposed. Based on Heidmann fan noise model and Stone jet noise model, the data of ground fan noise and jet noise are obtained. Considering the influence of Doppler effect, geometric divergence attenuation and atmospheric sound absorption attenuation in the process of noise propagation, the fan noise and jet noise are mapped to the take-off track line respectively, and the engine noise required by the aircraft noise airworthiness certification program on the take-off track line is synthesized in the flight state. Taking the CFM56-7B engine as an example, the effective perceived noise level calculated by the model is compared with the experimental results to verify the effectiveness and accuracy of the method. This method can be used for aircraft airworthiness noise prediction and provide technical support for Chinese independent realization of aircraft noise airworthiness certification.

Key Words: take-off; fan noise; jet noise; engine noise; noise airworthiness certification

Received: 2024-01-09; **Revised:** 2024-04-26; **Accepted:** 2024-05-22

Foundation item: Civil Aviation University of China Experimental Technology Innovation Fund (2021CXJJ90)