

航空涡扇发动机涡轮噪声适航性评估

江朝振¹, 闫国华², 张 鸿¹, 宋迎东³

(1. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300;

2. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过对涡轮噪声产生机理和主要影响因素的分析研究,建立航空涡扇发动机涡轮噪声级评估模型,编写了涡轮噪声级适航评估软件,使用该软件对比模型评估噪声与涡轮静态实验噪声,验证了模型的正确性,并结合某型发动机静态实验噪声数据和飞机噪声适航规章,对该型涡轮不同阶段的噪声进行适航性评估。结果显示:涡轮噪声在该型发动机进近转速下对发动机总噪声贡献量大,为了使涡轮噪声不影响发动机适航认证,该型发动机低压涡轮叶片数应小于50或者大于100,低压涡轮叶片直径应该小于0.9 m。

关 键 词: 噪声评估; 航空涡扇发动机; 噪声机理; 涡轮噪声级; 适航认证

中图分类号: V216.5⁺4

文献标志码: A

Noise airworthiness assessment of turbofan aero-engine turbine

JIANG Chao-zhen¹, YAN Guo-hua², ZHANG Hong¹, SONG Ying-dong³

(1. Sino-European Institute of Aviation Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Aeronautical Engineering Institute,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

3. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A model for noise level assessment of turbofan engine turbine was established and a program was written by studying the mechanism of noise generation and the main influential factors of the turbine; after using the static test noise of a type of engine to verify the model established, the turbine noise assessment on airworthiness certification was carried out at different rotation speeds based on the static test noise of that engine and the airworthiness certification regulation. Result showed that, turbine noise contributed a lot to this engine total noise when the engine rotation speed was at the stage of approaching and this turbine noise airworthiness certification required that number of low pressure turbine blades of this type of engine should be less than 50 or greater than 100, and the low pressure turbine blade diameter should be less than 0.9 m.

Key words: noise assessment; turbofan aero-engine; noise mechanism; turbine noise level; airworthiness certification

收稿日期: 2015-05-26

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(3122013H001)

作者简介: 江朝振(1990—),男,硕士生,主要从事涡轮噪声研究。

引用格式: 江朝振, 闫国华, 张鸿, 等. 航空涡扇发动机涡轮噪声适航性评估[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 507-512. JIANG Chaozhen, YAN Guohua, ZHANG Hong, et al. Noise airworthiness assessment of turbofan aero-engine turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 507-512.

随着我国大飞机项目开展,我国民航客机走向世界已成必然趋势,而发动机噪声能否通过适航合格审定是决定该型发动机能否进入市场的决定因素。发动机噪声评估以及相关适航审定技术的研究,已经引起国内越来越多学者的关注^[1-5]。

在涡轮噪声评估研究方面,早在20世纪60年代末,Royce-Rolls公司的Smith和Bushell通过多次实验给出了关于航空发动机噪声预测的经验关联公式^[6];随着技术的发展及各发动机制造商的深入研究,不断对该模型修正并发展出不同的发动机部件噪声预测模型^[7-8];目前,美国国家航空航天局(NASA)在完成发动机部件噪声评估程序的基础上,开发出的ANOPP(Aircraft Noise Prediction Program)标准程序代表该技术领域的先进水平^[9]。

国外的这些研究工作大部分是保密的,而我国对民用发动机噪声的研究刚刚处于起步阶段。目前,国内学者虽然已经开始对发动机部件噪声和抑制技术进行研究^[10-11],但对涡轮噪声的评估研究基本空白,因此我国在自主研发发动机时并不能完全对涡轮噪声进行适航性评估。

有鉴于此,本文通过对发动机涡轮噪声产生机理的研究,建立航空发动机涡轮噪声级评估模型,并使用Matlab GUI(graphic user interface)交互界面编程,搭建涡轮噪声级适航评估程序,评估核心涡轮设计参数对涡轮噪声适航性的影响,为我国航空发动机噪声适航审定技术的开展提供技术参考。

1 涡轮噪声概述

在分析涡轮噪声过程中,通常人为地将涡轮噪声频谱分为两个部分:单声谱和宽频谱^[12]。单声谱在频域上是一个脉冲信号,它是由于每一级叶片尾流有规则地流过下级叶片产生的一系列声调谐波,尾流的强度主要取决于转子叶片与静止叶片之间的间距^[13];宽频谱在频域上是一个带宽信号,是由每个叶片与流过其表面的空气的相互作用产生的,宽频噪声的强度取决于气流的紊流强度^[13]。宽频谱与单声谱叠加构成涡轮噪声总频谱。

研究发现,涡轮噪声由于受到流体和壳体的反射折射作用,主要集中在发动机后部,在与进气道轴线夹角 α 为 $110^\circ \sim 120^\circ$ 之间出现峰值。随着发动机转速的增加,噪声的峰值角会产生 5° 左右的摆动^[14]。

涡轮噪声在通过尾喷管和尾流过程相当于一个滤波过程。因为尾流流体的流动不确定性,使得滤波过程相当复杂,在观测涡轮噪声谱时,发现频谱出现边频带,即噪声的峰值频谱不再为一个脉冲信号,而是一个像骆驼背部的拱形,这种现象在涡轮噪声研究中被称为噪声“驼峰”现象^[9]。

因此,涡轮噪声产生过程较为复杂并且在传播路径受到众多因素的干扰,难以建立涡轮噪声评估模型。

2 半经验涡轮噪声评估模型

2.1 涡轮噪声评估模型假设

1) 涡轮噪声主要来源于低压涡轮

航空涡扇发动机涡轮分为高压涡轮和低压涡轮,研究发现,高压涡轮噪声在传播过程中会受到低压涡轮阻断^[14],所以本文评估模型假设低压涡轮为涡轮噪声的主要来源。

2) 涡轮噪声与发动机涡轮设计参数相关

涡轮噪声的产生是由于涡轮表面气体不稳定流动所导致的,而气体的不稳定流动与涡轮设计参数相关,如涡轮出口温度、涡轮叶片直径、叶片间隙和叶片数等。

2.2 涡轮噪声评估方法

1) 计算涡轮噪声频谱声功率级

通过对民用航空发动机涡轮噪声的研究发现,涡轮噪声频谱无量纲声功率是由涡轮转速、涡轮出口的总温和静温、流体参数和环境参数共同决定的,其数学表达式为^[15]

$$\Pi_t^* = k_t \frac{c}{s} \cdot \frac{\dot{m}^*}{c_{\text{tex}}^{*2,4}} \cdot \quad (1)$$

$$\left[\left(\frac{\pi N^*}{c_{\text{tex}}^*} \right)^2 + \frac{2}{\gamma_{\text{tex}} - 1} \left(\frac{T_t^*}{T_s^*} - 1 \right) \right]^{0.3}$$

$$\Pi_b^* = k_b \dot{m}^* \left[\left(\frac{\pi N^*}{c_{\text{tex}}^*} \right)^2 + \frac{2}{\gamma_{\text{tex}} - 1} \left(\frac{T_t^*}{T_s^*} - 1 \right) \right]^{1.5} \quad (2)$$

其中 Π_t^* 表示涡轮噪声单频谱无量纲声功率; Π_b^* 表示涡轮噪声宽频谱无量纲声功率; $\dot{m}^*$ 表示主涵道无量纲流量; N^* 表示涡轮无量纲转速; c_{tex}^* 表示涡轮出口无量纲声速; γ_{tex} 表示涡轮出口比热比; T_t^* 表示涡轮出口无量纲总温; T_s^* 表示涡轮出口无量纲静温; k_b 表示涡轮噪声宽频谱声功率常数; $\frac{c}{s}$ 表示静子转子叶片叶间距比。

根据声功率级计算公式和涡轮噪声半经验功率频谱函数可以分别算出涡轮噪声单声频谱和宽

频谱声功率级.其数学表达式为^[16]

$$L_{pw}(\eta) = 10\lg \Pi^* + 10\lg S(\eta) \tag{3}$$

其中 $L_{pw}(\eta)$ 表示涡轮噪声频谱声功率级; $S(\eta)$ 表示涡轮噪声半经验功率频谱函数; η 表示无量纲频率, $\eta = \frac{(1 - Ma_\infty \cos \theta) f}{f_b}$; f_b 表示涡轮噪声基频, $f_b = \frac{N^* B c_\infty}{d^* \sqrt{A_e}}$; B 表示涡轮转子叶片数; d^* 表示相对涡轮转子直径; A_e 表示发动机参考面积; Ma_∞ 表示飞行马赫数.

涡轮噪声半经验功率频谱函数分为单声谱函数和宽频谱函数,其数学表达式为^[16]

$$S_t(\eta) = 10^{-(\tau^{-1})} \quad \eta = 1, 2, 3, \dots \tag{4}$$

$$S_b(\eta) = \begin{cases} \eta & \eta \leq 1 \\ \eta^{-1.992} & \eta > 1 \end{cases} \tag{5}$$

2) 计算涡轮噪声频谱声压级

根据声压级计算公式和涡轮噪声半经验方向性函数可以分别求出任意角度和任意距离处的单声频谱和宽频谱声压级,其数学表达式为

$$L_{sp}(f, \theta, r_s) = L_{pw}(f) + 10\lg D(\theta) - 20\lg_{10} r_s + 10\lg \frac{\rho_\infty^2 c_\infty^4}{4\pi p_{ref}^2} \tag{6}$$

其中 $D(\theta)$ 表示半经验方向性函数(图 1); p_{ref} 表示参考声压,取 $p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{ N/m}^2$; c_∞ 表示周围环境声速; ρ_∞ 表示周围环境空气密度.

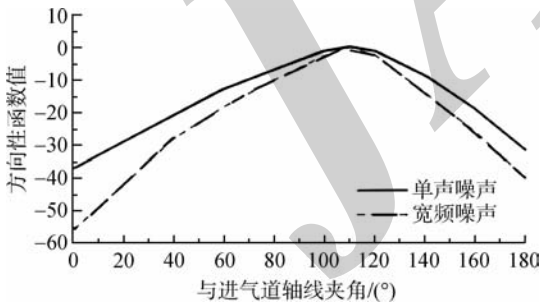


图 1 涡轮噪声方向性函数^[9]

Fig. 1 Turbine noise directivity functions^[9]

在计算出涡轮噪声单声谱声压级和宽频谱声压级后,需要将两者叠加获得静止状态的总的涡轮噪声声压级,叠加公式为

$$L_{sp,static} = 10\lg \left(10^{\frac{L_{sp,b}}{10}} + 10^{\frac{L_{sp,t}}{10}} \right) \tag{7}$$

其中 $L_{sp,t}$ 表示涡轮噪声单声谱声压级; $L_{sp,b}$ 表示涡轮噪声宽频谱声压级; $L_{sp,static}$ 表示静止状态涡轮噪声声压级.

飞机在飞行时,声源(如涡轮)也随着移动,产

生多普勒效应,需要对声压级进行修正.其修正公式为^[15]

$$L_{sp,flight} = L_{sp,static} - 40\lg(1 - Ma_\infty \cos \theta) \tag{8}$$

其中 $L_{sp,flight}$ 表示飞行状态涡轮噪声噪声级.

3) 计算涡轮噪声有效感觉声压级

利用等噪度曲线将声压级转换为噪度,并利用各倍频程的噪度求出总噪度 N ,通过总噪度 N 求出感觉噪声级,其数学表达式为

$$L_{pn} = 33.3\lg N + 40 \tag{9}$$

通过适航标准推荐的修正方法^[17]通过纯声和持续时间因子修正,求出有效感觉噪声级(EPNL,量符号记为 L_{epn}).

4) 涡轮噪声评估模型适用范围

该半经验涡轮噪声评估模型试用于航空发动机轴流式涡轮噪声评估,其涡轮噪声相关参数需在表 1 规定试用范围内.

表 1 涡轮噪声参数试用范围^[16]

Table 1 Range of turbine noise parameters^[16]

参数	最小值	最大值
A_e/m^2	0.01	10
B	2	120
$c_\infty/(\text{m/s})$	200	400
d^*	0.01	100
$\dot{m}^*$	0	5
Ma_∞	0	0.9
N^*	0	10
T_s^*	1	6
T_t^*	1	6
$\rho_\infty/(\text{kg/m}^3)$	0.2	1.5

3 涡轮噪声适航性评估

3.1 某型发动机涡轮噪声评估

3.1.1 涡轮噪声相关参数

在静态条件下,对距某型发动机涡轮 45.7 m 处的噪声进行评估,该发动机性能参数如表 2 所示.

3.1.2 预测结果输出

图 2 为与该型发动机进气道轴线夹角为 110° 下涡轮预测噪声频谱特性以及与分解该型发动机静态测试噪声所得涡轮噪声数据的比对.

图 3 为 1/3 倍频程中心频率 f' 为 8000 Hz 下

该型发动机涡轮预测噪声方向性特性以及与分解该型发动机静态测试噪声所得涡轮噪声数据的对比.

可以看出,预测模型基本上能预测出涡轮噪声的趋势和噪声的分布特点,在涡轮噪声的核心范围内与静态测试数据吻合,两者误差小于 5 dB.

此外,还对不同转速涡轮噪声能量对发动机总能量贡献量进行评估.分别选择 3 600 r/min 和 5 000 r/min 下进行对比分析.

表 2 某型发动机性能参数

参数	数值
周围环境温度/K	296.02
飞行真空速/m ²	0
环境压强/Pa	97 475.86
涡轮气机转速/(r/min)	3 600
内涵道气体流量/(kg/s)	19.75
燃油流量/(kg/s)	1.02
涡轮外径/m	0.808
涡轮内径/m	0.53
尾喷管喉部面积/m ²	0.233
尾喷管喉部速度/(m/s)	145.92
低压涡轮出口总温/K	604.89
发动机参考面积/m ²	0.785
涡轮转子叶片数	106
静止/转动叶片间隙比	1.363

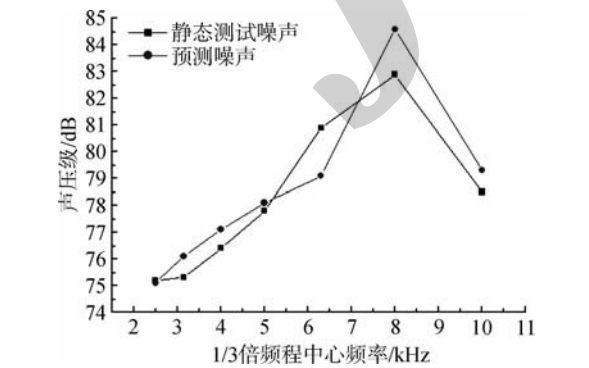


图 2 $\alpha=110^\circ$ 涡轮预测噪声和静态测试噪声对比
Fig. 2 Comparison between turbine noise predicted and static test noise data at $\alpha=110^\circ$

如图 4 所示,涡轮有效感觉噪声级对发动机总噪声的贡献量在转速为 3 600 r/min 时达到 24%,而在 5 000 r/min 时仅为 3%.

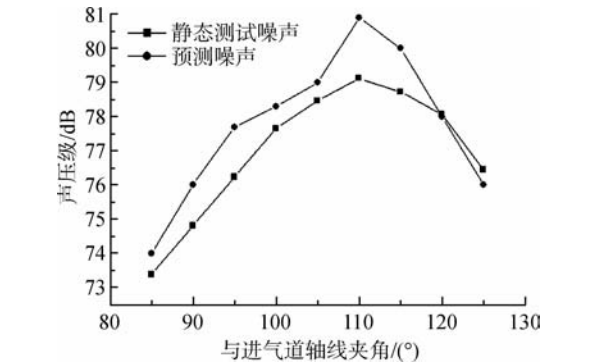


图 3 $f'=8000\text{ Hz}$ 涡轮预测噪声和静态测试噪声对比
Fig. 3 Comparison between turbine noise predicted and static test noise data at $f'=8000\text{ Hz}$

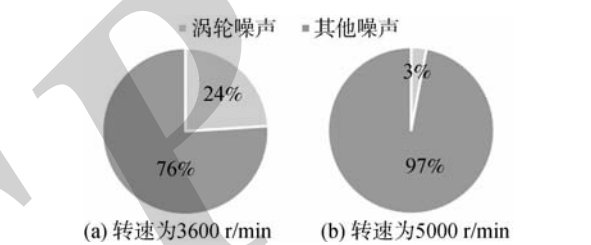


图 4 涡轮噪声能量对发动机总噪声的贡献量
Fig. 4 Percent of turbine noise energy in engine total noise energy

因此,在低转速下,涡轮噪声的重要性已经不容忽视了,如何降低低转速涡轮噪声将是未来航空发动机噪声适航研究的方向,而在较高转速,基本上能忽略涡轮噪声的影响.

3.2 某型发动机涡轮噪声适航性评估

根据 CCAR (China Civil Aviation Regulations)-36 部关于运输类和喷气式飞机噪声规定,不管发动机的数量,飞机进场噪声限制与飞机质量有关,最小值为 98 EPNdB^[17]. 根据适航规定的测量条件,对距离该型发动机 120 m 处噪声进行评估.

1) 涡轮噪声有效感觉噪声级随涡轮转速变化.

涡轮噪声在评估时发现,在较低转速下,涡轮噪声能量对发动机总噪声贡献量较大,即涡轮噪声在低转速下能影响发动机噪声的适航性.所以在进行涡轮转速对有效感觉噪声级影响分析时,选择 3 200~4 000 r/min 进行评估,评估结果如图 5 所示.

如图 5 所示,转速每提高 200 r/min,涡轮噪声大概提高 1 EPNdB,但随着涡轮转速的增大,有效感觉噪声级的增加速度逐渐减缓.涡轮噪声在该转速范围内符合发动机噪声适航规定.

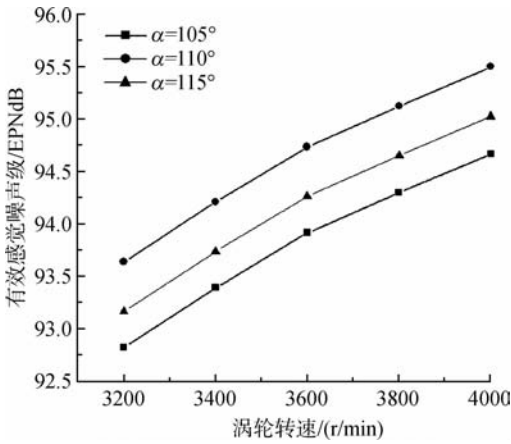


图 5 涡轮有效感觉噪声级随涡轮转速变化
Fig. 5 Relation between turbine EPNL and turbine rotation speed

2) 涡轮噪声有效感觉噪声级随涡轮叶片数变化.

涡轮叶片数是设计涡轮时重要参数之一,不仅影响涡轮的做功效率也影响发动机噪声的适航性.

如图 6 所示,涡轮有效感觉噪声级先随着叶片数的增加而增大,在涡轮叶片数在 60~80 之间达到最大,之后随着涡轮叶片数增加缓慢下降.有效感觉噪声级最大达到 98.5 EPNdB,略微大于适航规定值 98 EPNdB,所以考虑到发动机噪声适航性,在该型号发动机涡轮设计时,涡轮叶片数建议小于 50 或者大于 100.

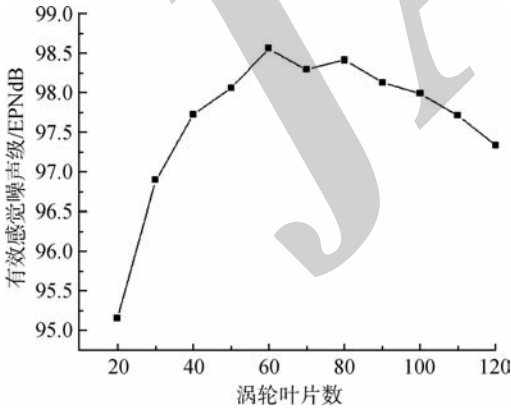


图 6 $\alpha=110^\circ$ 有效感觉噪声级和涡轮叶片数的关系
Fig. 6 Relation between EPNL and number of turbine blades at $\alpha=110^\circ$

3) 涡轮噪声有效感觉噪声级随涡轮叶片直径变化.

涡轮叶片直径也是设计涡轮时重要参数之一,涡轮叶片直径直接影响发动机的体积,同时也改变流体流过涡轮的性质,影响发动机噪声的适

航性,有效感觉噪声级和涡轮叶片直径的关系如图 7 所示.

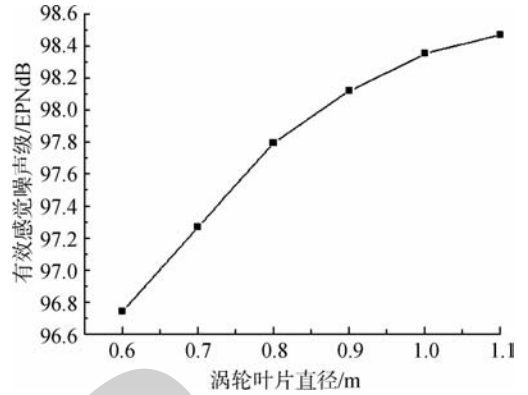


图 7 $\alpha=110^\circ$ 有效感觉噪声级和涡轮叶片直径的关系
Fig. 7 Relation between EPNL and turbine diameter at $\alpha=110^\circ$

涡轮有效感觉噪声级随涡轮叶片直径增大而增大,当涡轮叶片直径大于 0.9 m 时噪声超过了适航规定值,所以为了使该型号发动机噪声适航,建议该款发动机涡轮叶片直径小于 0.9 m.

4 结 论

1) 对发动机涡轮噪声机理进行研究,建立航空发动机涡轮噪声评估模型.

2) 对距某型发动机涡轮 45.7 m 处的噪声进行了预测,预测结果与实验结果一致性较好,误差小于 5 dB.

3) 结合该型发动机静态测试数据,评估涡轮噪声能量对总噪声贡献量,转速为 3 600 r/min 时,涡轮噪声在该型发动机噪声中占重要地位.

4) 为了使涡轮噪声不影响发动机适航,建议该型发动机低压涡轮叶片数应小于 50 或者大于 100,低压涡轮叶片直径应该小于 0.9 m.

参考文献:

[1] 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)
[2] 娄小宝,沙云东,苏春峰. 航空发动机燃烧室噪声产生机理及其主要影响因素[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2008, 25(5): 24-27.
LOU Xiaobao, SHA Yundong, SU Chunfeng. Mechanism and main factors of combustor noise of aero-engine[R].

- Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2008, 25(5): 24-27. (in Chinese)
- [3] 武兆伟, 乔渭阳. 航空发动机风扇噪声经验预测方法分析[J]. 噪声与振动控制, 2008, 28(4): 112-114.
WU Zhaowei, QIAO Weiyang. Analysis of empirical prediction methods for fan source noise of aero-engine[J]. Noise and Vibration Control, 2008, 28(4): 112-114. (in Chinese)
- [4] 金业壮, 盛元生. 常规试车台上航空发动机噪声及其测量技术的研究[J]. 航空发动机, 1997, 3(2): 24-31.
JIN Yezhuang, SHENG Yuansheng. Aero-engine noise on conventional test stand and measurement technology study[J]. Aeroengine, 1997, 3(2): 24-31. (in Chinese)
- [5] 张松岭, 张松岩. 航空发动机试车台噪声的分析[J]. 哈尔滨理工大学学报, 1996, 1(2): 13-15.
ZHANG Songling, ZHANG Songyan. Analysis of aviation engine test stand noise[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 1996, 1(2): 13-15. (in Chinese)
- [6] Smith M J T, Bushell K W. Turbine noise; it's significance in the civil aircraft noise problem[R]. ASME Paper 69-WA/GT-12, 1969.
- [7] Mathews D C, Peracchio A A. Progress in core engine and turbine noise technology[R]. AIAA 74-948, 1974.
- [8] Kazin S B. Core engine noise control program[R]. Federal Aviation Administration Report DOTFA72WA-3023, 1974.
- [9] Milo D, Dahl A. Process for assessing NASA's capability in aircraft noise prediction technology [R]. NASA TM-215268, 2008.
- [10] 张敦煜, 闫国华. 民用航空发动机燃烧室噪声预测[J]. 噪声与振动控制, 2013, 33(6): 134-138.
ZHANG Dunyu, YAN Guohua. Noise prediction of civil airplane engine combustor[J]. Noise and Vibration Control, 2013, 33(6): 134-138. (in Chinese)
- [11] 马志乐, 王雷, 乔渭阳, 等. 民机涡轮噪声的产生机理和抑制技术[R]. 贵阳: 航空发动机设计、制造与应用技术研讨会, 2013.
- [12] Dunn D G, Peart N A. Aircraft noise source and contour estimation[R]. NASA CR-114649, 1973.
- [13] Rolls-Royce Public Limited Company. The jet engine[R]. Derby, England: Rolls-Royce Public Limited Company, 1996.
- [14] Mathews D C, Nagel R T, Kester J D. Review of theory for turbine noise prediction[R]. AIAA 75-450, 1975.
- [15] Krejsa E A, Eugene A, Valerino M F, et al. Interim prediction method for turbine noise[R]. NASA TM X-73566, 1976.
- [16] John R J. Aircraft noise prediction program theoretical manual[R]. NASA TM-83199, 2009.
- [17] 中国民用航空总局. CCAR-36-R1 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京: 中国民航航空总局, 2007: 41-42.

(编辑: 王碧琚)