

涡扇发动机边线噪声预测研究

闫国华, 陈佳栋, 孔 鹏, 戴康宁

(中国民航大学, 天津 300300)

摘要: 随着飞机适航审定关于噪声要求的逐年提高, 预测部件飞行噪声声压级可以为飞机的适航审定工作提供依据, 也可以为发动机的减噪设计提供参考。通过对发动机部件噪声进行预测, 可以有效确定发动机的部件特性。以核心机噪声为突破口, 通过对发动机核心机的静态噪声进行预测, 然后经过从静态到飞行状态相关映射因素声源移动效应、声衰减等的修正, 最后得到飞机在边线时的噪声值。同时可以用文中的方法预测其他部件的噪声值, 整合预测出整机的噪声, 可作为适航审定的依据, 从而大量减少适航审定过程的投入成本。

关键词: 适航审定; 飞行噪声; 核心机; 边线

中图分类号: V216.5+4

文献标识码: A

文章编号: 1000-3630(2018)-04-0362-05

DOI 编码: 10.16300/j.cnki.1000-3630.2018.04.012

Prediction research of lateral noise in turbofan engine

YAN Guo-hua, CHEN Jia-dong, KONG Peng, DAI Kang-ning

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

Abstract: With the requirements for noise in airworthiness certification increasing year by year, the prediction of component sound pressure level can provide a justification for aircraft flight test and a reference for the design of engine noise reduction. The component characteristics of the engine can be effectively determined by the prediction of component noise. In this paper, core engine noise is taken as a breakthrough, The static noise of the core engine is accurately predicted, and then the noise in the flight state of engine components is obtained by modifying the correlation mapping factor from static state to flight state, and finally to get the noise value of plane in the lateral condition. Furthermore, the noise values of other components can be predicted by this method, and then integrating these predictions are integrated to obtain the predicted noise of the whole engine, which can be used as a basis for airworthiness certification, to greatly reduce the cost of airworthiness approval process.

Key words: airworthiness certification; flight noise; core engine; lateral

0 引言

近年来, 在航空强国梦的驱动下, 我国民航事业飞速发展, 民航工业迎来了前所未有的大发展, 国产民机型号合格审定的需求也迫在眉睫。在新飞机适航审定过程中, 噪声适航也是其中关键的部分。根据 CCAR36 部要求^[1], 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。由于发动机是飞机的主要噪声源, 因此与传统的飞行试验手段相比, 发动机噪声预测的方法既能节约试验成本, 又能降低研发新发动机的风险, 且经实践证明该方法可行, 预测结果也与发动机噪声的实际情况比较吻合。

航空器型号和适航合格审定噪声规定^[1]中规

定: 如图 1 所示, 边线噪声测量点位于与跑道中心线的延长线相平行并距该延长线 450 m(1 476 ft)的边线上的一点。进入到 20 世纪 80 年代后, 国际上大部分适航审定当局开始采用了一个被广泛认可的简化程序: 当喷气飞机飞到大约 305 m 高空时, 边线噪声会有最大值, 因此只需要在飞机飞行高度为 305 m 时的跑道两侧分别放一个传声器即可^[2]。另外, 根据中国的飞机噪声管理规章 CCAR-36 部, 中国民用航空局也接受了该点作为边线噪声测量点。

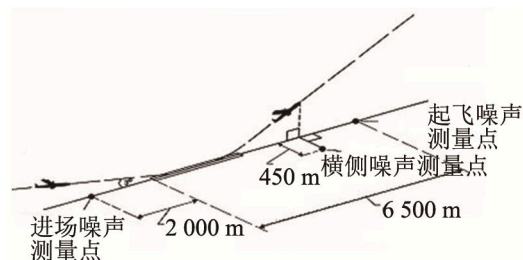


图 1 飞机噪声适航审定测量点位置

Fig.1 Measuring point position for Aircraft noise airworthiness

收稿日期: 2017-05-12; 修回日期: 2017-08-21

作者简介: 闫国华(1964—), 男, 陕西韩城人, 博士, 教授, 研究方向为飞机噪声控制、节能减排和航空噪声适航审定。

通讯作者: 陈佳栋, E-mail: siaeccj92@163.com

1 Boeing737-800 起飞航迹计算

研究核心机边线噪声，首先要研究飞机的起飞航迹。在 ANP 数据库中通常包括有依照国际适航当局所规定的严格的国际标准化程序进行噪声合格审定期间所获取的噪声数据^[3]。表 1 为数据库中默认起飞程序获取波音 737-800 的起飞程序步骤数据，表 2 为从数据库中发动机系数表获取的该机型发动机在不同功率下的数据，表 3 为从数据库中气动系数表获取的该机型在不同襟翼设置下空气动力系数的数据。此外，还要从数据库中获取该机型预定起飞重量的数据，根据这些数据可以推算出波音 737-800 的起飞航迹。

表 1 波音 737-800 默认起飞程序步骤
Table 1 Boeing 737-800 default takeoff procedure

Profile_ID	Stage length	Step number	Step type	Thrust rating
DEFAULT	1	1	Takeoff	MaxTakeoff
DEFAULT	1	2	Climb	MaxTakeoff
DEFAULT	1	3	Accelerate	MaxTakeoff
DEFAULT	1	4	Accelerate	MaxTakeoff
DEFAULT	1	5	Climb	MaxTakeoff
DEFAULT	1	6	Climb	MaxClimb
DEFAULT	1	7	Accelerate	MaxClimb
DEFAULT	1	8	Climb	MaxClimb
DEFAULT	1	9	Climb	MaxClimb
DEFAULT	1	10	Climb	MaxClimb

Profile_ID	Flap	End point altitude/ft	Rate of climb/(ft/min)	End point CAS/kn
DEFAULT				
DEFAULT	T_05	1 000		
DEFAULT	T_05		1 885.7	181.7
DEFAULT	T_05		2 112.0	204.8
DEFAULT	T_01			
DEFAULT	T_00	2 040		
DEFAULT	T_00	3 000		
DEFAULT	T_00		1 891.3	250.0
DEFAULT	T_00	5 500		
DEFAULT	T_00	7 500		
DEFAULT	T_00	10 000		

根据从 ANP 数据库中获取的数据，以起飞的第三航段——加速，保持最大推力，襟翼为 5，以 1 885.7 ft·min⁻¹(1 ft·min⁻¹=0.005 08 m·s⁻¹)爬升率爬升到 181.7 kn CAS 为例进行计算。

(1) 计算单台发动机的静推力

$$\left(\frac{F_N}{\delta}\right)_{\text{end}} = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T = 21\,609 \text{ lbf} \quad (1)$$

式中，相关参数代表的含义分别为：

δ -飞机所在位置的实际大气压与平均海平面处的标准大气压之比；

h -飞机高度，单位为 ft(1 ft=0.304 8 m)；

v_c -校准空速(CAS)，单位为 kn(1 kn=0.514 m·s⁻¹)；

T -飞机周围的大气温度，单位为℃；

E 、 F 、 G_B 、 G_A 、 H -推力系数，在 ANP 数据库的喷气式发动机系数表中，对于不同机型的不同推力设定值，都给出了相应的推力系数。

(2) 计算气压比

$$\delta_{\text{end}} = (1 - h/44\,308)^{5.2553} = 0.964 \quad (2)$$

(3) 计算平均单台发动机静推力

$$\frac{\bar{F}_N}{\delta} = \left[\left(\frac{F_N}{\delta}\right)_{\text{start}} + \left(\frac{F_N}{\delta}\right)_{\text{end}} \right] / 2 = 21\,537 \text{ lbf} \quad (3)$$

(4) 计算航段末重量

$$\left(\frac{W}{\delta}\right)_{\text{end}} = 133\,000 / 0.964 = 13\,7967 \text{ lb} \quad (4)$$

(5) 计算平均重量

$$\frac{\bar{W}}{\delta} = \left[\left(\frac{W}{\delta}\right)_{\text{start}} + \left(\frac{W}{\delta}\right)_{\text{end}} \right] / 2 = 13\,5470 \text{ lb} \quad (5)$$

(6) 计算爬升角

$$\gamma = \arcsin \left[1.01 \times \left(2 \times \frac{21\,537}{135\,470} - 0.0703 \right) \right] = \arcsin(0.247) = 14.3^\circ \quad (6)$$

(7) 计算飞过的水平距离

$$\Delta s = \frac{h_2 - h_1}{\tan \gamma} = \frac{1\,000}{\tan 14.3^\circ} = 3\,923 \text{ ft} \quad (7)$$

表 2 CFM56-7B 发动机相关的系数
Table 2 Coefficients related to CFM56-7B engine

ACFT_ID	Thrust rating	E/lb	F/(lb/kn)	G _A (lb/ft)	G _B
737800	MaxClimb	22 403.5	-27.26	0.305 603	0
737800	MaxTakeoff	26 089.1	-29.11	0.143 559	0

ACFT_ID	H	K1	K2	K3	K4
737800	0				
737800	0				

表 3 气动系数
Table 3 Aerodynamic coefficients

航空器标识	襟翼标识	空气动力系数/(ft/lb)	初始爬升速度/(kn/√lb)	着陆速度/(kn/√lb)	阻升比
D	T_00				0.056 250
D	T_01				0.062 530
D	T_05	0.009 633	0.435 043		0.073 700

其余航段的计算与此类似。最后计算得到如图 2 所示的波音 737-800 起飞航迹。

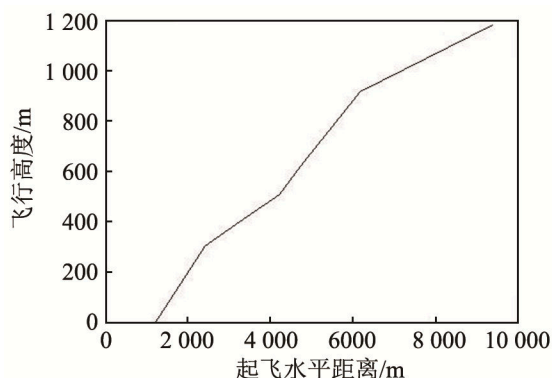


图 2 波音 737-800 起飞航迹示意图
Fig.2 Boeing 737-800 takeoff track

2 涡扇发动机噪声预测算法

涡扇发动机的噪声主要由风扇噪声、核心机噪声和喷流噪声等构成。下面简单介绍这几种噪声源的预测模型。

2.1 核心机噪声预测模型

核心机噪声主要分两部分，燃烧室噪声和涡轮噪声，研究时分别研究燃烧室、涡轮噪声的预测方法，最后再将两处噪声合并为核心机噪声。

SAE(Society of Automotive Engineers)模型用来预测燃烧室噪声，针对燃气轮机燃烧室，远程不同频率(50~10 000 Hz)、1/3 倍频程的远场均方声压的预测公式是^[4]：

$$p^{2*} = \frac{\Pi^* A^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta)S(f)}{(1-M_\infty \cos\theta)^4} \quad (8)$$

式(8)中：指向性函数 D 是一个指向极角的函数；谱函数 S 是 $\lg(f/f_p)$ 的函数； r_s^* 是无量纲化的距离； A^* 是无量纲化的燃烧室进口面积； Π^* 是无量纲化的声功率。

总的噪声还要用均方声压乘以相应的发动机数 N_e ，最后将此均方声压代入输出的声压级 L_{SP} 中，这里定义为

$$L_{SP} = 10\lg(p^{2*}) + 20\lg \frac{\rho_\infty c_\infty^2}{p_{ref}} \quad (9)$$

其中， ρ_∞ 是环境空气密度， c_∞ 是环境声速， p_{ref} 是参考压强，这里取值为 2×10^{-5} Pa。

Smith & Bushell 噪声预测模型是用来预测轴流式涡轮宽频噪声，将此模型用于预测远场噪声^[4]，式(10)给出了涡轮在不同频率(50~10 000 Hz)、1/3 倍频程远场无量纲化均方声压的表达式：

$$p^{2*} = \frac{\Pi^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D_{SB}(\theta)F(f^*)}{(1-M_\infty \cos(\theta))^4} \quad (10)$$

飞机发动机向前飞行速度对声音的影响由多普勒放大因子 $(1-M_\infty \cos\theta)^4$ 来诠释。和燃烧室一样，总的涡轮噪声需要用均方声压乘以相应的发动机数 N_e ，代入式(9)即可得到相应的声压级 L_{SP} 。

2.2 风扇噪声预测模型

Heidmann 风扇噪声模型是一种用来预测风扇噪声在自由场下的 1/3 倍频程的半经验噪声预测方法^[5]。Heidmann 噪声预测模型是一种基于归一化的算法，算法选定参数对声压级进行归一化，然后再根据风扇的设计和性能特性对风扇噪声进行修正。Heidmann 模型假设风扇是一个噪声源，用比功与机械功的等式来归一化所有风扇噪声分量。质量流量 \dot{m} 和温升 ΔT 的乘积是机械功，而比功是关于质量流量 \dot{m} 的函数。根据这些等式可以总结出归一化的计算通式，在标准海平面大气压条件下，1/3 倍频程的声压级公式为^[6]

$$L_{SP,r}(f, \theta) = 20\lg \frac{\Delta T^*}{\Delta T_{ref}^*} + 10\lg \frac{\dot{m}^*}{\Delta \dot{m}_{ref}^*} + F_1(M_d, M_r) + F_2(S^*) + D(\theta) + S(\eta) \quad (11)$$

其中，带有*的变量是无量纲化后的变量， ΔT 是通过风扇的总温升； ΔT_{ref} 是参考温升，等于 0.555 K； \dot{m} 是通过风扇的质量流量； \dot{m}_{ref}^* 是参考质量流量，它的值为 $0.453 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ； F_1 、 F_2 表示声源强度函数， F_1 决定声功率级峰值，它是关于叶尖相对马赫数 M_r 和叶尖设计相对马赫数 M_d 的一个函数，而 F_2 是关于转静子间距 s^* 的一个函数^[6]。其中，相对叶尖马赫数 M_r 的计算公式为 $M_r = (M_t^2 + M_x^2)$ ， M_t 为风扇转子叶尖马赫数， $M_t = \pi N^*$ ， N 为转速；风扇进口处静态密度和声速可以认为近似等于环境的密度和声速，则轴向气流马赫数为 $M_x = \dot{m}^* / A^*$ ， A 为风扇前缘环形流动面积； A^* 是参考面积； $D(\theta)$ 是方向修正函数； $S(\eta)$ 是频谱函数， η 是频率参数^[6]。

2.3 喷气噪声预测模型

喷气噪声的预测公式为

$$L_{SP}(r, f, \theta) = L_{PW} + 10\lg \frac{A_j}{r^2} + 10\lg D(\theta) + 10\lg F(S, \theta) \quad (12)$$

其中， $L_{SP}(r, f, \theta)$ 为喷气噪声的声压级，是关于预测半径 r 、噪声频率成分 f 、指向角 θ 的函数， L_{PW} 为发动机的声功率， $D(\theta)$ 为指向函数， A_j 为喷口面积， $F(S, \theta)$ 为谱函数，是关于斯特劳哈尔数 S 和角度 θ

的函数^[7]。对于具有锯齿形状的尾喷管，要考虑到该装置对喷气噪声具有一定的影响，因此式(12)左边需加上另外一项锯齿消音影响 SUP。 L_{PW} 的计算由经验公式可以得到，而 $10 \lg D(\theta)$ 和 $10 \lg F(S, \theta)$ 根据经验数据可以计算得到^[8]。

$$L_{PW} = C + 10 \lg \left[\frac{(V_e^*)^{7.5}}{(1 + M_c \cos \theta_c)^2 + 0.09 M_c} \right] \quad (13)$$

其中，C 为常数， V_e^* 为有效速度， θ_c 为修正角度， M_c 为对流马赫数。利用基本预测方程能够分别预测内流混合噪声 L_{SP1} ，外流混合噪声 L_{SP2} ，合并流混合噪声 L_{SPm} ，以及尾椎分离噪声 L_{SPp} ^[9]。

2.4 静态噪声修正

将得出的各部件所贡献的声压级噪声叠加在一起就能得到发动机所贡献的声压级噪声，再利用航空发动机静态远场噪声数据对预测的飞行噪声级进行修正，主要包括噪声源移动修正和声衰减修正^[10]，将发动机静态噪声数据，外推至适航条件下的飞行状态，从而得到 24 个 1/3 倍频程中心频率对应的边线声压级数据。在进行噪声预测前，修正系数作如下说明。

2.4.1 噪声源移动的修正

噪声源振幅修正是指由于噪声源(飞机)相对传声器移动而需进行的声压级更改，可利用式(14)进行计算：

$$L_{SP, flight} = L_{SP, static} - K \lg(1 - M \cos \lambda) \quad (14)$$

其中： $L_{SP, flight}$ 为飞行声压级； $L_{SP, static}$ 为静态声压级； M 和 λ 如上所定义，噪声源的理论 K 值为常数， $K=40$ 。

2.4.2 声衰减修正

(1) 几何发散声衰减

在距离一定的情况下，每个 1/3 倍频程的几何发散衰减如式(15)所示：

$$\Delta L_{SP1}(i) = 20 \lg \frac{r_2}{r_1} \quad (15)$$

其中， r_1 是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

各频带大气吸声衰减值为

$$\Delta L_{SP2}(i) = \frac{\alpha(i)}{100} \times (r_1 + r_2) \quad (9)$$

式中， α 是声衰减系数，单位为 dB/100 m。

3 应用实例

3.1 预测程序开发

由于 Matlab 具有良好的算法开发及数据分析功能，故用它作为预测程序开发的工具。预测程序通过输入所需的参数进行计算，最终输出以 Excel 表格呈现的噪声数据，包括在不同距离、不同角度、不同频率(50~10 000 Hz, 1/3 倍频程)时的声压级 (Sound Pressure Level, SPL), 感觉噪声级 (Perceived Noise Level, PNL) 值和有效感觉噪声级 (Effective Perceived Noise Level, EPNL)。

3.2 参数输入

本算例使用装配 CFM56-7B 发动机的波音 737-800 起飞航迹，以及采用 CFM56-7B 的相关数据进行预测。预测条件为噪声合格审定的基准条件：标准大气压，环境温度为 25℃，相对湿度为 70%，零风速。以核心机为例，部分基本输入参数如表 4 所示。

表 4 燃烧室性能参数表
Table 4 Performance parameters of combustor

性能参数	
主涵道质量流量/(kg·s ⁻¹)	61.5
燃烧室入口总压/ kPa	30
燃烧室入口总温/K	845
燃烧室出口总温/K	1660
燃烧室参考面积/m ²	0.785

表 5 涡轮性能参数表
Table 5 Performance parameters of turbine

性能参数	
涡轮级数	4
涡轮转速/(r·min ⁻¹)	5 267
涡轮出口总温/K	904
涡轮出口静温/K	862

在起飞过程中，噪声适航审定测量点与发动机的距离及与发动机进气道夹角变化如图 3 所示。

3.3 预测结果

在飞机噪声适航中，一般选用感觉噪声级 PNL 和有效感觉噪声级 EPNL 作为飞机噪声的评价参数，有效感觉声压级是在感觉声压级基础上进行噪声持续时间修正得到的，反映了航空器在一段时间历程中所发出的噪声在某个位置产生的噪度^[11]。最后预测的核心机边线噪声如表 6 所示，经过持续时间修正和纯音修正得到有效感觉噪声级 EPNL 为

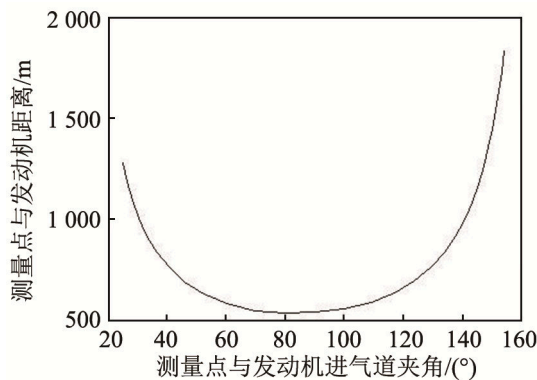


图3 测量点与发动机距离随测量点与发动机进气道夹角变化的示意图
Fig.3 Schematic diagram of the distance between measuring point and engine versus the angle between measuring point and engine intake angle

表6 感觉噪声级(PNL)预测值
Table 6 Predicted values of perceived noise level

测量点与 发动机距 离/m	测量点与 进气道夹 角/(°)	核心机边线 噪声/dB	燃烧室边线 噪声/dB	涡轮边线噪 声/dB
1.186 9	26.67	71.45	69.65	66.13
1.095 9	28.40	73.97	71.60	67.30
1.007 3	30.55	75.99	73.60	68.91
0.921 7	33.24	76.37	75.70	71.48
0.840 0	36.61	77.76	75.70	74.92
0.763 5	40.83	77.38	76.66	75.31
0.693 9	46.11	77.90	76.97	76.42
0.633 6	52.64	78.49	76.68	77.63
0.585 4	60.54	79.63	78.81	77.83
0.552 3	69.74	79.36	78.25	77.50
0.537 4	79.85	79.70	79.05	78.38
0.543 6	90.00	79.67	78.16	78.25
0.559 0	99.95	78.92	78.13	76.72
0.591 4	109.06	78.22	77.94	77.04
0.638 1	117.00	78.29	75.85	77.41
0.696 4	123.70	78.03	75.14	76.41
0.763 5	129.24	77.33	74.28	71.70
0.837 3	133.80	74.07	72.06	67.88
0.916 3	137.55	69.68	68.83	65.48

77.34 dB, 而根据发动机制造商的测试分析, 核心机的边线噪声约为 79 dB, 其误差值在 3 dB 以内, 可以认为这个预测结果是比较可靠的。

同理, 应用喷气和风扇算法也可以算出它们的边线噪声, 从而可以算出整台发动机的边线噪声, 这里由于缺少 CFM56-7B 的部分数据, 故不再计算。

4 结 语

(1) 根据 ANP 数据库可以计算得到飞机的起飞

剖面图以及相关数据;

(2) 应用模型算法进行飞行状态计算, 得到结果与 B737-800 适航取证数据进行对比, 计算数据可靠;

(3) 根据起飞数据和模型算法, 结合静态预测的数据, 对发动机部件的边线噪声进行预测, 可为预测飞机噪声提供一个可参考的方法。

参 考 文 献

- [1] 中国民用航空局. CCAR-36-R1 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京: 中国民用航空局, 2007: 41-42.
- [2] 闫国华, 马永康, 陈佳栋. 大涵道比涡扇发动机风扇部件边线噪声预测[J]. 科学技术与工程, 2018(9): 205-209.
YAN Guohua, MA Yongkang, CHEN Jiadong. Fan lateral noise prediction of high bypass ratio turbofan engine[J]. Science Technology and Engineering, 2018(9): 205-209.
- [3] ECAC. CEAC Doc29 3rd Edition, Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports, Volume2: Technical Guide[S]. ECAC.CEAC, 2005.
- [4] 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, 37(6): 134-138.
ZHANG Dunyu, YAN Guohua. Noise prediction of civil airplane engine combustor[J]. Noise and Vibration Control, 2013, 37(6): 134-138.
- [5] John R J. Aircraft noise prediction program theoretical manual [R]. NASA-TM-82199-2009.
- [6] 闫国华, 戴康宁. 转静子间距比对发动机风扇噪声预测算法的影响[J]. 装备制造技术, 2018(1): 181-183.
YAN Guohua, DAI Kangning. Effects of rotor-to-stator distance on engine fan noise prediction algorithm[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018(1): 181-183.
- [7] SAE ARP 876C. Gas turbine jet exhaust noise prediction. aerospace recommended practice[S]. Society of Automotive Engineers, 1985.
- [8] 闫国华, 孔鹏. 民用飞机噪声预测影响因素分析[J]. 机械研究与应用, 2017, 30(6): 153-155.
YAN Guohua, Kong Peng. Analysis on influencing factors of civil aircraft noise prediction[J]. Mechanical Research & Application, 2017, 30(6): 153-155.
- [9] MORRIS P J. A perspective on jet noise's recent developments and future directions[C]//Proceedings of the Acoustics 2012 Nantes Conference, 2309-2314, 2012.
- [10] 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 Jinhua, 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.
- [11] 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.