

引用格式: 董宁娟, 潘凯. 涡桨飞机机体外表面噪声源计算与实验验证[J]. 声学技术, 2021, 40(5): 688-693. [DONG Ningjuan, PAN Kai. Numerical simulations of acoustic load on the external surface of turbo-prop aircraft fuselage under cruise condition[J]. Technical Acoustics, 2021, 40(5): 688-693.]
DOI: 10.16300/j.cnki.1000-3630.2021.05.015

涡桨飞机机体外表面噪声源计算与实验验证

董宁娟, 潘 凯

(中国飞机强度研究所, 陕西西安 710065)

摘要: 针对某型涡桨飞机在巡航状态下机体表面的主要噪声源(附面层噪声和螺旋桨噪声)分别进行了计算及结果验证。利用 VA-One 软件开展了机身表面不同位置处附面层噪声数值计算, 同时利用半经验公式进行了螺旋桨近场噪声的计算研究。综合考虑两种噪声源的计算结果, 与该型涡桨飞机的机体外表面噪声实测结果进行了对比研究。结果表明, 仿真和理论计算相结合的计算结果与实测结果吻合较好, 验证了算法的正确性。该算法可应用于涡桨飞机机身外表面噪声载荷及舱内噪声预计。

关键词: 涡桨飞机; 螺旋桨噪声; 统计能量分析法

中图分类号: TU112.3

文献标识码: A

文章编号: 1000-3630(2021)-05-0688-06

Numerical simulations of acoustic load on the external surface of turbo-prop aircraft fuselage under cruise condition

DONG Ningjuan, PAN Kai

(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, shaanxi, China)

Abstract: The main noise sources (boundary layer noise and propeller noise) of a turboprop aircraft in cruise status are calculated and verified respectively. VA-One software is used to calculate the noise of the boundary layer at different positions of the fuselage, and semi-empirical formula is used to calculate the near-field noise of the propeller. The calculated results of the two noise sources are compared with the measured results of the external surface noise of the turboprop aircraft. The results show that the results of simulated and theoretical calculations are in good agreement with the measured results, which verifies the correctness of the algorithm. The algorithm can be used to predict the noise load on the outer surface of turboprop aircraft and the noise in the cabin.

Key words: turbo-prop aircraft; propeller noise; statistical energy analysis (SEA) method

0 引言

航空业的发展和航空运输市场规模的扩大导致飞机数量大幅增加, 飞机噪声问题也随之凸显, 已成为城市环境污染的主要问题^[1-2]。如今人们对飞机舱内的噪声水平要求越来越高, 飞机噪声问题目前已成为影响舱内舒适性的主要因素之一。

近些年来, 影响舱内舒适性的飞机舱内噪声成为各航空公司争夺飞机市场的砝码。另一方面, 飞机适航许可证也对飞机噪声提出了更高的要求。在此方面更胜一筹的涡桨飞机逐渐在航空工业中占据了主要位置^[3]。巡航状态下飞机舱内噪声水平的

主要噪声源有外部的发动机噪声以及舱内的环控系统噪声。就涡桨飞机而言, 影响巡航状态下舱内噪声的主要噪声源包括附面层噪声以及螺旋桨噪声。对涡桨飞机在巡航状态下的这两种噪声源计算方法进行研究, 不仅可以为机体外表面声载荷的计算提供数据, 而且可作为舱内噪声预计的外部输入条件。

对于附面层噪声, Cockburn 等于 1973 年发展了湍流边界层结构表面的压力脉动和功率谱密度的计算方法^[4]。对于螺旋桨噪声, 其主要分为空气声与结构声两类。空气声指螺旋桨的气动噪声通过空气传到舱壁上, 引起壁面振动从而向舱内辐射噪声。结构声指螺旋桨和机翼等其他结构产生的振动通过飞机结构传到舱室壁面引起壁面振动而向舱内辐射噪声。目前对于螺旋桨噪声的舱内预测出现了很多工程分析方法, 包括声压传递矩阵方法、声阻抗分析方法、有限元法^[5]、模态叠加法、边界元法^[6]、统计能量法等^[7]。常用的有限元法在分析声固

收稿日期: 2020-07-05; 修回日期: 2020-09-07

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11574249、11074202)

作者简介: 董宁娟(1982-), 女, 陕西宝鸡人, 硕士, 研究方向为航空声学。

通信作者: 董宁娟, E-mail: dnj0306@163.com

耦合问题的低频特性时具有显著的优点^[8]，在此基础上发展了模态分析法以及投射损失法用于飞机舱内噪声分析，但这两种方法预估精度都不高。对于高频随机力激励作用下的声振耦合问题，后续又发展了统计能量方法，一种从统计的观点以能量为主变量的分析方法。但该方法受限于高频区复杂结构系统的动力学问题分析^[9]。

本文以某型民用涡桨飞机为对象，针对巡航状态下的附面层噪声和螺旋桨噪声这两类噪声源分别开展了噪声计算方法研究。首先，利用基于统计能量分析(Statistical Energy Analysis, SEA)方法的噪声预计软件 VA-One 开展了机身表面不同位置处的附面层噪声数值计算^[10]；接着，利用美国联合技术公司哈密尔顿标准部发展的预测方法进行了螺旋桨近场噪声计算^[11]；最后，综合考虑这两种噪声源的计算结果，并与该型涡桨飞机的机体表面噪声实测数据相比较，验证了该方法的可行性和有效性。

1 附面层噪声数值计算

1.1 附面层噪声源计算

通过风洞测试和飞行数据可知，在湍流边界层作用下，结构表面的脉动压力与自由流体动态压力 q_∞ 成正比，然而在不均匀流场的作用下，在结构某些区域上，最大脉动压力未必发生在最大流体动态压力产生处。气流作用在结构表面产生的脉动压力由结构几何外形、马赫数和气流作用角度等众多因素决定。根据气流作用角度可将气流作用在结构表面情况大体分为分离和黏附状态^[4]，如图 1 所示。

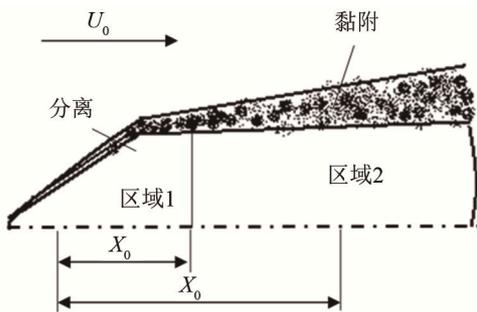


图 1 湍流边界层作用示意图
Fig.1 Schematic diagram of turbulent boundary layer

湍流边界层作用下结构表面脉动压力均方根 P_{RMS} 总值计算公式见式(1)，脉动压力功率谱密度 $S_p(f)$ 见式(2)^[10]：

$$\frac{P_{RMS}}{q_\infty} = \begin{cases} \frac{0.006}{1+0.14M^2} & , \text{黏附状态} \\ \min\left(0.026, \frac{0.041}{1+1.606M^2}\right) & , \text{分离状态} \end{cases} \quad (1)$$

$$S_p(f) = \frac{P_{RMS}^2}{f_0 \left[1 + \left(\frac{f}{f_0} \right)^A \right]^B} \quad (2)$$

其中：自由流体动态压力 $q_\infty = \frac{1}{2} \rho U_0^2$ ，飞行马赫数 $Ma = \frac{U_0}{c_0}$ ，特征频率 $f_0 = C \frac{U_0}{\delta}$ ，边界层厚度 $\delta = 0.37 \frac{X_0}{Re^{0.2}}$ ，雷诺数 $Re = \frac{U_0 X_0}{\nu}$ ， U_0 为流体速度， c_0 为声音在飞机飞行高度处的传播速度， X_0 为顶部边缘到湍流边界层作用区域中心点距离， ρ 为飞机飞行高度处流体密度， ν 为飞机飞行高度处流体运动黏滞系数。 A 、 B 和 C 为脉动压力功率谱密度计算常数。

针对飞机机体结构，图 1 中区域 1 可看作飞机驾驶舱结构，区域 2 可看作机身舱段结构。由于湍流边界层作用在结构表面的作用角度不同，因而针对驾驶舱和机身舱段结构外表面噪声计算方法不同，具体体现在 A 、 B 和 C 的取值上，各自取值如表 1 所示^[4]。

表 1 边界层不同部位的参数 A 、 B 、 C 取值表
Table 1 Values of parameters A , B and C at different sections of boundary layer

区域	A	B	C
黏附	0.9	2.0	0.346
分离	0.83	2.15	0.170

1.2 基于 SEA 的数值仿真

利用噪声分析软件 VA-One^[10]，开展涡桨飞机附面层噪声数值仿真计算时，主要包括结构建模和计算参数两部分内容。

根据 SEA 计算理论中的建模原则和附面层噪声源的计算理论，结合涡桨飞机外表面噪声实际测试的测点布置情况，进行附面层噪声源数值仿真建模。根据图 1 中所示区域的分布特点，对机身结构进行子系统划分，并对软件中已有的湍流边界层噪声源模块进行噪声源定义。噪声源定义时主要包括飞机的飞行状态及飞行高度处空气层的相关参数，最后完成的湍流边界层作用下机身外表面噪声计算模型如图 2 所示，模型中对应的湍流边界层计算参数，可根据实际计算过程中飞机巡航时所在的高度和具体的噪声计算点位置进行定义。

为了将湍流边界层作用下飞机外表面噪声计算结果与实测结果对比，需要对飞机当时的飞行状态进行说明，并且根据该状态确定出仿真所需的计算参数，完成附面层噪声的数值仿真计算。

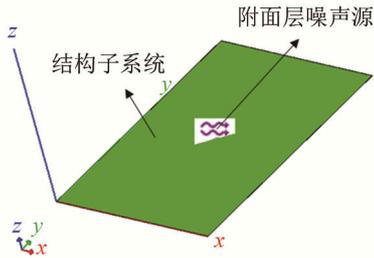


图2 湍流边界层作用下飞机表面噪声计算模型
Fig.2 Calculation model of aircraft surface noise under the action of turbulent boundary layer

2 螺旋桨噪声的计算方法

2.1 螺旋桨噪声的解析计算方法

螺旋桨噪声产生的机理复杂，噪声频谱中明显存在着谐波分量和宽频噪声。离散分量级与宽频带噪声级之比取决于螺旋桨的气动及几何的特性，其工作状态也取决于螺旋桨前气流的不均度及紊流度^[12]。

2.1.1 噪声的离散分量

离散的噪声分量是在工作状态大幅度改变时螺旋桨声能的主要部分。因此，首先研究离散分量的计算方法。螺旋桨的离散噪声的解析计算方法分为两大类：一个是 Goldstein 所用的方法^[13]，一个是 Flowcs Williams 用的方法^[14]，按照文献[13]中的方法，螺旋桨声场是由于在介质数值上等于气动载荷的、周期性的集中力作用在叶片上的结果。所得到的频域计算结果为各个旋转噪声谐波对叶片上的定常载荷。一些学者对文献[13]提出了改善的顾金方法^[15]，考虑飞机速度和叶片径向及弦向载荷分布的影响，只认为叶片上载荷是定常的。

文献[14]中的计算方法主要是求出任意固体表面在介质中运动的声场，并可能表达成频率域和时域中的声压。这个方法较容易转到任一相对螺旋桨不动的坐标系，便于计算飞机在某地区的噪声。

2.1.2 宽频带噪声

引起宽频噪声的原因很多，主要是由叶片与周围流场的随机脉动相互作用产生。计算螺旋桨飞机在某地区的噪声时，广泛使用经验算法。它们基于螺旋桨的总特性：推力或功率、桨叶总面积、旋转的叶尖速度。这些方法所用的一些常数，是由试验研究一定类型的螺旋桨或其模型得到的。

直叶片的螺旋桨总和噪声级可由下式求得：

$$L_2 = 20 \lg W_{0.7} + 20 \lg P - 10 \lg S - 20 \lg R / 300 - 36 \quad (3)$$

其中： $W_{0.7}$ 为半径 $r=0.7$ 处的相对速度； P 为螺旋

桨推力； S 为叶片总的面积； R 为由螺旋桨至观测点的距离。

最大声的分量谱频率为

$$f_{\max} = \frac{0.28W_{0.7}}{h_{0.7} \cos \alpha + b_{0.7} \sin \alpha} \quad (4)$$

其中： $h_{0.7}$ 和 $b_{0.7}$ 分别为在半径 $r=0.7$ 处型面的厚和弦长； α 为流过该型面的攻角。

2.2 螺旋桨噪声的经验估算

2.1 节中的螺旋桨噪声级的解析计算方法，工作状况的范围很宽，包括高速飞行，相应的马赫数为 0.75~0.85，并且既在近场也在远场，考虑了所有主要的噪声形成机理。但同时也有一些因素，在计算中难以精确考虑，如：机身、机翼以及动力装置结构特点对声场的影响。为此，利用美国联合技术公司哈密尔顿标准部发展的预测方法，开展螺旋桨近场噪声预测。

近场是指距桨尖距离小于一个桨径范围内的声场。由于本文主要考虑巡航状态下涡桨飞机机体外表面噪声源的计算，因此该类计算属于近场噪声计算。除了考虑到远场的影响因素外，还要考虑机身的存在对声场的影响，即机身形状以及桨尖与机身的间隙的影响。

由于飞机结构声疲劳和舱内声场的计算都需要机体表面声压的频谱数据，因此需要了解噪声的各次谐波值。基于哈密尔顿的螺旋桨近场噪声预测步骤如下：

- (1) 计算螺旋桨旋转桨尖马赫数 Ma_R ；
- (2) 根据输入螺旋桨的功率及桨径，查文献[13]可得声压级 L_{N1} ；
- (3) 由表 2 查得桨叶数的修正值 B_C (dB)；

表 2 桨叶数 k 不同的噪声级计算修正值
Table 2 Correction values of noise level calculation for different blade numbers (k)

桨叶数 k	B_C /dB	桨叶数 k	B_C /dB
2	6	6	-3.5
3	2.5	8	-6
4	0		

(4) 考虑桨尖速度 M_R 和旋转平面上桨尖离开机身壁的距离 Y 的修正值 L_{N2} ，查文献[13]中可得此修正值；

(5) 查文献[14]中，可得轴向位置 X_D 的修正值 X_C ，桨盘平面之前的 X 为正值；

(6) 查文献[13]中，可得机身的反射修正 R_C ；

(7) 计算总声压级：

$$L = L_{N1} + B_C + L_{N2} + X_C + R_C；$$

(8) 根据文献[13]找出螺旋桨噪声的谐波分布。

3 噪声源计算

分别利用上述附面层噪声计算方法和螺旋桨噪声经验估算方法，对该型飞机螺旋桨旋转平面在机身的对应位置处的某点进行噪声计算。综合考这两部分计算结果，与实测结果进行对比，分析上述方法的可行性和有效性。

3.1 机体外表面噪声测量

3.1.1 测量方法

在某型涡桨飞机的机身外表面粘贴 B&K 公司的 4189 表面传声器和 3560D 数据采集及分析系统进行机身外表面噪声测量。测点位置距离机头顶部 5.018 m，具体位置如图 3 所示。



图 3 某型飞机外表面噪声测试
Fig.3 External surface noise test of an aircraft

3.1.2 测量框图

本次实验的测量框图如图 4 所示。



图 4 测量框图
Fig.4 Measurement block diagram

3.1.3 测量步骤及过程

整个测量过程包括以下步骤：

- (1) 根据实际需求在机身表面确定测量点的位置；
- (2) 对测点位置进行清理，并安装 B&K4189 型传声器；
- (3) 利用导线将连接 4189 型传声器、数据采集及分析仪连接起来进行系统校准及调试；
- (4) 待飞机达到状态时，进行外表面噪声测量，记录并保存数据；
- (5) 完成测量。

3.1.4 实验结果

选取巡航状态下的测试数据进行分析，通过分

析发现该型机外表面噪声能量主要集中在 500 Hz 以下，且主要集中在螺旋桨桨叶旋转通过频率以及其 2 阶和 3 阶谐频处，故在此只给出 500 Hz 以内的外表面噪声频谱，如图 5 所示。

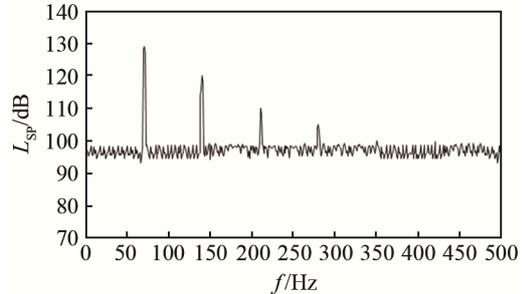


图 5 飞机外表面声压级实测频谱图
Fig.5 Measured sound pressure spectrum on external surface of aircraft

3.2 附面层噪声

根据某型飞机实际飞行情况，计算过程中 A、B 和 C 的取值为气流与结构分离状态时所对应的值。该型飞机巡航飞行状态参数及附面层计算参数如表 3 所示。根据上述计算方法，可得附面层噪声总声压级计算结果为 127.1 dB，对应的 1/3 倍频程频谱图如图 6 所示。

表 3 计算参数表
Table 3 Calculation parameter table

序号	参数名称	参数取值
1	H	6098 m
2	U_0	$204 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
3	X_0	5.018 m
4	c_0	$70.5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
5	ρ	$0.512 \text{ g}\cdot\text{m}^{-3}$
6	ν	$1.5\times 10^{-5} \text{ m}^2\cdot\text{s}^{-1}$
7	q_∞	2 254.3 Pa
8	Ma	0.6
9	f_0	268.3 Hz
10	δ	0.059 mm
11	Re	3.18×10^7

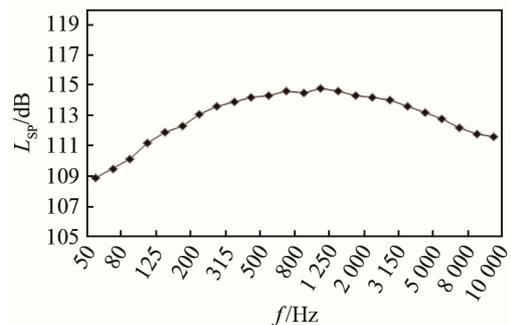


图 6 附面层噪声计算结果
Fig.6 Calculation results of boundary layer noise

3.3 螺旋桨噪声预测

某型飞机所用的是汉胜 247F-3 型涡桨发动机, 预测相关参数如表 4 所示。

表 4 某型飞机螺旋桨参数表
Table 4 Propeller parameters of a certain aircraft

型号	桨叶数(k)	桨叶直径(D)	巡航状态下的最大转速(n)	巡航状态下的轴马力(N)
汉胜 247F-3 型	4	3.962 4 m	1 050 r·min ⁻¹	2132 马力

注: 1 马力=735 W。

由于实测时测点与螺旋桨旋转平面对应在机身位置处的距离为 1.771m(小于 1 个桨径尺寸), 故对该点的螺旋桨噪声可利用近场噪声预测的方法进行预测。与附面层噪声计算状态相对应, 预测该点在巡航状态下的螺旋桨噪声值。

3.3.1 螺旋桨噪声总声压级预测

根据螺旋桨噪声预测方法, 进行巡航状态下该测点处的螺旋桨噪声总声压级预测, 预测结果如表 5 所示。

表 5 螺旋桨平面上近场噪声预测结果
Table 5 Prediction results of near-field noise level on propeller plane

各个分项	分声压级/dB
Ma_R	0.64
NL_1	135.48
B_C	0
L_{N2}	-1.80
X_C	-6.20
R_C	3.60
$L=L_{N1}+B_C+L_{N2}+X_C+R_C$	131.08

3.3.2 各阶谐波的预测

通过查文献[11], 可得到巡航状态下螺旋桨噪声的各阶谐波声压级的修正量。从图 5 中可以看出, 螺旋桨噪声谐波能量主要集中在前 3 阶, 其它阶谐波声压级值很小, 可以忽略不计。故只计算前 3 阶, 计算结果如表 6 所示。

表 6 螺旋桨噪声前 3 阶谐波声压级
Table 6 First three harmonic sound pressure levels of propeller noise

阶数	频率/Hz	预测结果/dB		测试结果/dB	误差/dB
		修正量	声压级		
1	70	-1.7	129.38	129.00	0.38
2	140	-10.5	120.58	120.00	0.58
3	210	-15.8	115.28	116.12	-0.84

3.4 总声压级

将附面层噪声计算结果和螺旋桨噪声计算结

果综合考虑, 可计算出该点的总声压级见表 7, 并得到该测点的 1/3 倍频程声压级频谱图如图 7 所示。

表 7 总声压级的计算和实测结果
Table 7 Calculated and measured total sound pressure levels

计算结果/dB	测试结果/dB	误差/dB
132.5	131.1	1.4

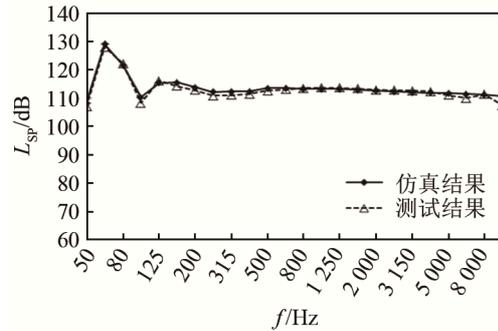


图 7 实测点声压级预测结果与实测结果对比图
Fig.7 Comparison between predicted and measured sound pressure levels at the measuring point

3.5 结果分析

分析表 6 可以看出, 谐波噪声预测结果与实际测试得到的频谱中的各个谐波分量基本一致, 最大误差为 0.84 dB, 这验证了本文中的螺旋桨谐波噪声预测方法的正确性。分析表 7 可以看出, 预测得到的总声压级值与实测结果非常接近, 误差仅为 1.4 dB。分析图 7 可以看出, 将附面层噪声和螺旋桨噪声叠加之后的噪声源的频谱图与实测结果在全频段上非常吻合, 同时分析实测谱可以看出, 螺旋桨噪声的主要能量主要体现在低频段, 而附面层噪声主要体现在中高频段。这三点分析结果, 有效地验证了本文所述的两类噪声源计算方法的可行性和正确性。

4 结论

本文提出了一种基于仿真分析和经验公式相结合的涡桨飞机机身表面噪声计算方法, 建立了涡桨飞机机身表面噪声的预测模型, 实现了涡桨飞机机身表面噪声的准确计算。结合某型涡桨飞机机身表面实测数据, 使用基于仿真分析和经验公式相结合的涡桨飞机机身表面噪声计算方法对其进行了预测。结果显示, 不论将总声压级或者是谐波噪声的预测结果与实测结果对比, 均显示采用 SEA 仿真计算附面层噪声和采用美国联合技术公司哈密尔顿标准部发展的经验预测方法计算螺旋桨噪声并将两者结合的算法结果与实测结果相吻合, 验证

了本文所述的巡航状态下涡桨飞机的两类主要噪声源计算方法的可行性和有效性。此外, 该项工作的开展, 可为机体外表面声载荷的计算提供数据参考, 同时亦可作为飞机舱内噪声预计的外部输入条件。

参 考 文 献

- [1] 程道来, 仪垂杰, 梁祖峰. 飞机噪声及防治对策的研究[J]. 噪声与振动控制, 2005, **25**(5): 47-51.
CHENG Daolai, YI Chuijie, LIANG Zufeng. Research on airplane noise and the strategy of control[J]. Noise and Vibration Control, 2005, **25**(5): 47-51.
- [2] 黄东林, 杨敏. 飞机噪声对机坪地勤人员听力的影响[J]. 中国医药指南, 2015, **13**(9): 283.
- [3] 刘斌, 郭峰, 甄龙, 等. 涡桨飞机客舱壁板声学处理研究[J]. 机械科学与技术, 2018, **37**(1): 158-164.
LIU Bin, GUO Feng, ZHEN Long, et al. Investigations on acoustic processing of cabin wall panels for turboprop aircraft[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2018, **37**(1): 158-164.
- [4] COCKBURN J A, ROBERTSON J E. Vibration response of spacecraft shrouds to in-flight fluctuating pressures[J]. Journal of Sound and Vibration, 1974, **33**(4): 399-425.
- [5] WU H J, YE W J, JIANG W K. Isogeometric finite element analysis of interior acoustic problems[J]. Applied Acoustics, 2015, **100**: 63-73.
- [6] WU H J, LIU Y J, JIANG W K. Analytical integration of the moments in the diagonal form fast multipole boundary element method for 3-D acoustic wave problems[J]. Engineering Analysis With Boundary Elements, 2012, **36**(2): 248-254.
- [7] ROSKAM J, NAVANEETHAN R. General aviation aircraft interior noise problem: Some suggested solutions[EB/OL]. 1984.
- [8] WU H J, YU L, JIANG W K. A coupling FEM/BEM method with linear continuous elements for acoustic-structural interaction problems[J]. Applied Acoustics, 2019, **150**: 44-54.
- [9] 王春辉. 螺旋桨飞机舱内噪声特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [10] 法国 ESI. PAM, VA One 2005 User's Guide[Z]. 2005.
- [11] 姚起航. 飞机噪声工程[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [12] 曹传钧. 航空声学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
- [13] GOLDSTEIN M E. Aeroacoustics[M]. New York: Mc Graw-Hill, 1976.
- [14] FLOWCS WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound Generated by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion[J]. London: Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1969, **264**: 321-342.
- [15] FARASSAT F, SUCCI G P. A review of propeller discrete frequency noise prediction technology with emphasis on two current methods for time domain calculations[J]. Journal of Sound and Vibration, 1980, **71**(3): 399-419.