

文章编号: 1000-8055(2023)10-2328-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220242

前缘带光滑霜冰模型的翼型远场噪声特性实验

肖春华^{1,2}, 车兵辉^{1,2}, 全帆¹

- (1. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力学研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 旋翼空气动力学重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 结冰厚度与气动噪声增量的关系为探索一种新型的结冰厚度探测方法提供了新思路。在英国南安普敦大学的低噪声航空声学风洞中开展了前缘带光滑霜冰模型的 NACA0012 翼型远场噪声特性实验, 翼型的远场噪声信号采用环形麦克风阵列测量, 远场声压信号利用快速傅里叶变换处理, 得到了最大结冰厚度、来流速度和来流攻角对 NACA0012 翼型远场噪声声压级的影响。结果表明: 光滑霜冰模型改变了翼型前缘的局部流场, 流动分离导致了远场噪声特性的较大变化。在实验条件下, 结冰翼型与基准翼型间远场声压级的最大增量超过 9.5 dB, 出现在频率 $8 \times 10^3 \sim 2 \times 10^4$ Hz 范围。最大结冰厚度、来流攻角、来流速度与结冰翼型的远场声压级呈正相关性, 建立了一种飞行参数、总声压级增量等多变量输入的最大结冰厚度神经网络预测模型。

关 键 词: 结冰; 翼型; 前缘; 远场; 噪声; 风洞实验; 声压级

中图分类号: V211

文献标志码: A

Experiment of the far-field acoustic characteristics of an airfoil with smooth rime ice model on the leading edge

XIAO Chunhua^{1,2}, CHE Binghui^{1,2}, TONG Fan¹

- (1. Low Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Centre, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. Key Laboratory of Rotor Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Centre, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The relationship between ice thickness and aeroacoustic increment provides a new idea for exploring a new method of ice thickness detection. The far-field acoustic characteristics of a NACA0012 airfoil with smooth rime ice model on the leading edge were studied experimentally. The low-noise aeroacoustic wind tunnel of the University of Southampton was used as the experimental platform. The far-field noise signals were measured by a arc microphone array. The far-field sound pressure was processed by fast Fourier transform to obtain the effects of the maximum ice thickness, airflow speed and angle of attack on the sound pressure level of NACA0012 airfoil. The results showed that, the smooth rime ice model changed the local flow field around the leading edge of the airfoil, resulting in a relatively large variation of far-field acoustic characteristics by flow separation. The maximum increment of the far-field sound pressure level between iced airfoil and baseline exceeded 9.5 dB within the frequency between $8 \times 10^3 \sim 2 \times 10^4$ Hz. There was a positive correlation between the maximum ice thickness, airflow speed,

收稿日期: 2022-04-24

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11572338)

作者简介: 肖春华(1976—), 男, 研究员, 博士, 从事结冰和防除冰、流动降噪与减阻研究。E-mail: xiaoch2022@163.com

引用格式: 肖春华, 车兵辉, 全帆. 前缘带光滑霜冰模型的翼型远场噪声特性实验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(10): 2328-2337. XIAO Chunhua, CHE Binghui, TONG Fan. Experiment of the far-field acoustic characteristics of an airfoil with smooth rime ice model on the leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(10): 2328-2337.

angle of attack and the far-field sound pressure level of iced airfoil. A neural network prediction model of maximum icing thickness with multivariable inputs such as flight parameters and overall sound pressure level increment was established.

Keywords: ice accretion; airfoil; leading edge; far-field; acoustics; wind tunnel experiment; sound pressure level

当飞机在有结冰气象条件的大气云层中飞行时,通常会遇到结冰现象,尤其是机翼和尾翼前缘表面^[1]。结冰通常会改变气动表面形状,从而导致机翼和尾翼等关键部件气动性能和稳定性的下降,严重影响了飞行安全^[2-6]。由于飞行安全的重要性,结冰的相关研究可以追溯到 20 世纪 20 年代^[6],至今已有百年历史,并且已经成为当今非常重要的研究领域。

实际上,气动表面形状的变化也会改变气动噪声性能。遗憾的是,目前关于结冰对飞机气动噪声影响的研究很少。众所周知,发动机、风机或空调叶片被灰尘污染后,噪声将变大,这类似于冰的积聚^[7],本质上,噪声的增加是由于污染导致的叶片或流道型线的变化。除了形状变化,表面粗糙度也会改变流体部件的表面轮廓或特征,也将影响流致噪声的形成和发展^[8-11]。

从逆向思维的角度,通过结冰厚度与翼型气动噪声变化的关系,可以反过来检测翼型结冰及其严重性,发展一种基于结冰翼型远场噪声变化的结冰厚度检测方法,作为飞机、风力机等辅助结冰检测系统,可以提高结冰检测的准确性和可靠性,保证飞机和风力机的安全。

为此,本文对前缘带光滑霜冰模型的 NACA-0012 翼型远场噪声数据进行了测量和采样,主要是声压级(sound pressure level, SPL)和总声压级(overall sound pressure level, OASPL)等噪声参数,研究了不同结冰厚度的霜冰模型对翼型远场噪声特性的影响规律,从流体力学的角度分析了结冰噪声形成的机理。

1 研究方法

所有实验均在英国南安普敦大学声学振动研究所的 0.45 m × 0.30 m 开口式射流航空声学风洞^[12]中进行,利用环形麦克风阵列对翼型远场的噪声数据进行了测量和处理。

1.1 气动声学风洞

实验在英国南安普敦大学的声学振动研究所航空声学风洞中实施。该风洞是一座开口式射

流风洞,具有安静、低湍流度的特征,消声室尺寸为 8 m × 8 m × 8 m,为气动噪声研究提供了低背景噪声的测量环境。风洞采用内衬消声器减弱驱动风机发出的噪声,采用格栅、阻尼网和蜂窝器确保实验段流动的低湍流度和均匀性。实验段高为 150 mm、宽为 450 mm,与喷管出口尺寸相同。喷管出口射流的湍流强度约 0.4%。有机玻璃侧板安装在喷管出口以保持二维流动,牢固支撑实验模型。来流速度从 10 m/s 至 120 m/s,相应来流速度条件下空风洞的射流背景噪声比加装单个翼型的噪声要低至少 10 dB。航空声学风洞和环形麦克风阵列的实验设置如图 1 所示。

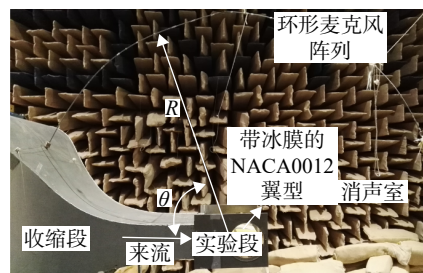


图 1 航空声学风洞和环形麦克风阵列的实验设置

Fig. 1 Sketch of aeroacoustic wind tunnel and arc microphone array setup

1.2 实验模型

为了简化模型,本文采用光滑的霜冰外形制作冰模。实验模型由基准翼型和前缘带光滑霜冰模型的翼型组成。基准翼型是 3D 打印的干净 NACA0012 翼段。翼展为 450 mm,弦长为 150 mm,最大厚度为 12% 弦长,也即 18 mm,位于 30% 弦长位置。光滑霜冰模型的外形采用数值计算方法^[13-17]获得,计算状态^[17]是:飞行速度为 60 m/s,攻角为 0°,水滴平均直径为 40 μm,液态水含量为 0.7 g/m³,环境温度为 -20 °C,结冰时间分别是 3 min 和 6 min,对应最大结冰厚度 h 分别是 2.29 mm 和 4.54 mm。霜冰模型选用塑料材料,利用数控切割机制作。采用胶水将冰模固定粘贴在 NACA0012 前缘。图 2 给出光滑霜冰模型示意图。图 3 为前缘带光滑霜冰模型的

NACA0012 翼型示意图。

前缘带光滑霜冰模型的 NACA0012 翼型位于声学风洞喷管出口下游一个弦长的射流核心区。实验模型安装于有机玻璃侧板上(图 4), 通过调节旋转圆盘实现来流攻角的变化^[18]。

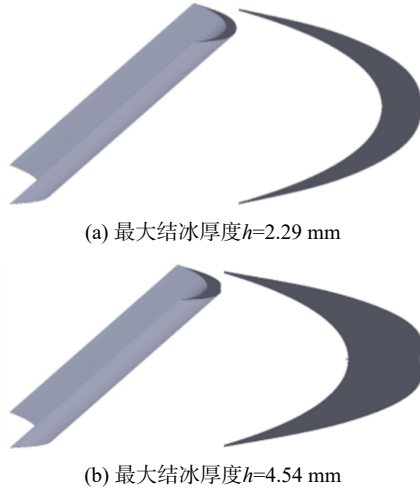


图 2 光滑霜冰模型示意图

Fig. 2 Sketch of smooth rime ice



图 3 前缘带光滑霜冰模型的 NACA0012 翼型示意图

Fig. 3 Sketch of NACA0012 airfoil with smooth rime ice on leading edge

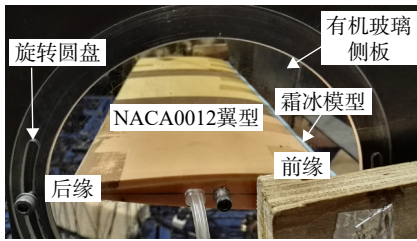


图 4 安装于开口实验段的实验模型

Fig. 4 Experimental model installed in the open experimental section

1.3 噪声测量

采用 16 个麦克风的环形麦克风阵列测量翼型的远场噪声, 捕获远场功率谱密度和指向性信号。环形麦克风阵列中心在翼型前缘驻点, 相邻麦克风间隔为 5° , 圆弧半径为 1.2 m, 定义麦克风和阵列中心连线与来流方向的夹角为 θ , 第一个麦克风的夹角 θ_1 是 50° , 最后一个麦克风的夹角 θ_{16} 是 125° 。采用直径为 12.7 mm 的 Brüel & Kjaer Falcon(B-K)麦克风, 不确定度为 ± 0.2 dB。每个麦克风都经过校准满足实验要求。数据采集利用 5

个 NIPXI-4472 数据采集板卡, 采样频率为 51.2 kHz, 采样时间为 10 s, 共 40 个采集通道^[18]。图 5 是环形麦克风阵列设置示意图。

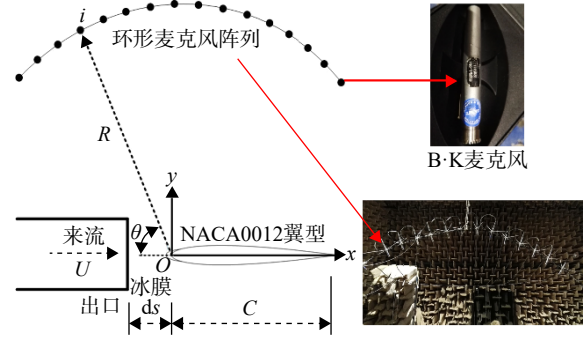


图 5 环形麦克风阵列设置示意图

Fig. 5 Sketch of arc microphone array setup

图 5 中 R 是以 NACA0012 驻点为圆心的环形麦克风阵列半径, C 是翼型弦向长度, ds 是喷管出口距离 NACA0012 驻点的距离, θ 是麦克风和阵列中心连线与来流方向的夹角, U 是来流速度, i 是麦克风的编号。

等直翼段可以看作远场噪声辐射的线性声源^[18]。因此, 基于声学理论中线性声源假设, 根据 NACA0012 结冰翼型的翼展和几何特征, 建立远场声压和声功率级的关系。

$$\begin{cases} W = \frac{L}{\rho(c_0)} \sum_{i=1}^{i=N} [\phi(\theta_i) \cdot \Delta\theta] \\ L_{pw} = 10 \lg(W/W_0) \end{cases} \quad 50^\circ \leq \theta \leq 125^\circ \quad (1)$$

式中 ϕ 是第 i 个麦克风的远场声压 p 经快速傅里叶变换后的压力谱密度, L 是翼型展向长度, ρ 是空气密度, c_0 是声速, W 是声功率, W_0 是参考声功率, N 是麦克风数量。

声压级 L_{sp} 定义如下^[19]:

$$L_{sp} = 10 \lg(\phi/p_0^2) \quad (2)$$

式中 p_0 是参考声压。

在指定频率范围 $[f_{\min}, f_{\max}]$ 内进行数值积分的总声压级 L_{oasp} 定义如下^[19]:

$$E = \int_{f_{\min}}^{f_{\max}} \phi df \quad (3)$$

$$L_{oasp} = 10 \lg(E/p_0^2) \quad (4)$$

式中 f 是频率, $f_{\min}$ 和 $f_{\max}$ 分别是总声压级数值积分时的最大频率和最小频率。

因此没有结冰的状态作为参考状态, 总声压

级增量就是第 i 个麦克风结冰状态的总声压级减去参考状态的总声压级之差。

$$\Delta L_{\text{oasp}} = L_{\text{oasp},i} - L_{\text{oasp,ref}} \quad (5)$$

式中下标 i 、ref 分别指第 i 个结冰状态和参考状态。

St 是描述结冰翼型周围流动振荡频率的无量纲参数, 定义如下:

$$St = \frac{fC}{U} \quad (6)$$

本文对前缘带光滑霜冰模型的 NACA0012 翼型远场噪声进行了测量, 原点固定在 NACA0012 干净翼型的前缘驻点, 实验测试了 3 个来流速度 ($U=40, 60, 80$ m/s)、3 个来流攻角 ($\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$) 和 2 个最大结冰厚度 ($h=2.29, 4.54$ mm), 雷诺数根据 NACA0012 翼型弦长 C 进行计算。

2 结果和分析

2.1 最大结冰厚度的影响

光滑霜冰模型改变了 NACA0012 翼型的前缘几何形状, 主要特征参数是最大结冰厚度。

图 6 是不同最大结冰厚度翼型远场声压级 ($U=40, 60, 80$ m/s, $\alpha=0^\circ$)。噪声数据由第 8 号麦克风 (即位于光滑霜冰模型最顶部的麦克风) 捕获。由于霜冰模型的存在, 结冰翼型的噪声通常高于基本翼型, 尤其是在 8 kHz 以上的高频频率范围, 最大结冰厚度越大, 结冰翼型远场声压级就越高。发生变化的声压级主要在频率 10 kHz 附近, 频率比较接近, 最大结冰厚度 4.54 mm 的单音峰值噪声的最大偏差达到了 9.5 dB。

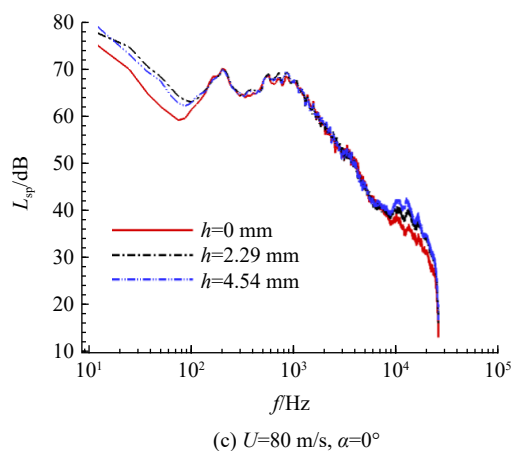
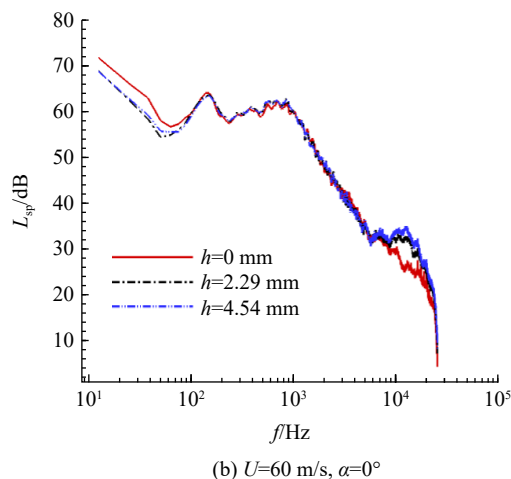
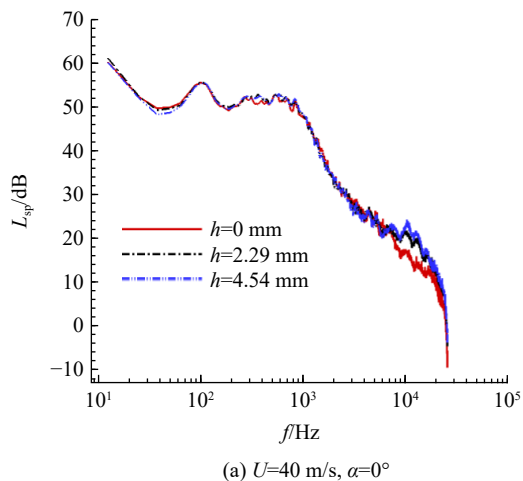


图 6 不同最大结冰厚度翼型远场声压级
($U=40, 60, 80$ m/s, $\alpha=0^\circ$)

Fig. 6 Far-field sound pressure level of airfoil with different maximum ice thicknesses ($U=40, 60, 80$ m/s, $\alpha=0^\circ$)

图 7 给出了不同最大结冰厚度翼型总声压级分布 ($U=40, 60, 80$ m/s, $\alpha=0^\circ$)。很明显, 结冰翼型的总声压级比基准翼型的更大, 随着霜冰模型最大结冰厚度的增加, 每个麦克风位置的总声压级都呈增加的趋势, 但是总声压级指向性的变化并不明显。

与基准翼型相比, 在来流速度 $U=40$ m/s 条件下, 最大结冰厚度为 2.29 mm 的翼型平均总声压级增量为 2.7 dB, 而最大结冰厚度为 4.54 mm 的翼型平均总声压级增量为 3.5 dB。在来流速度 $U=60$ m/s 条件下, 最大结冰厚度为 2.29 mm 的翼型平均总声压级增量为 2.0 dB, 而最大结冰厚度为 4.54 mm 的翼型平均总声压级增量为 3.0 dB。在来流速度 $U=80$ m/s 条件下, 最大结冰厚度为 2.29 mm 的翼型平均总声压级增量为 1.4 dB, 而最大结冰厚度为 4.54 mm 的翼型平均总声压级增量为 2.3 dB。

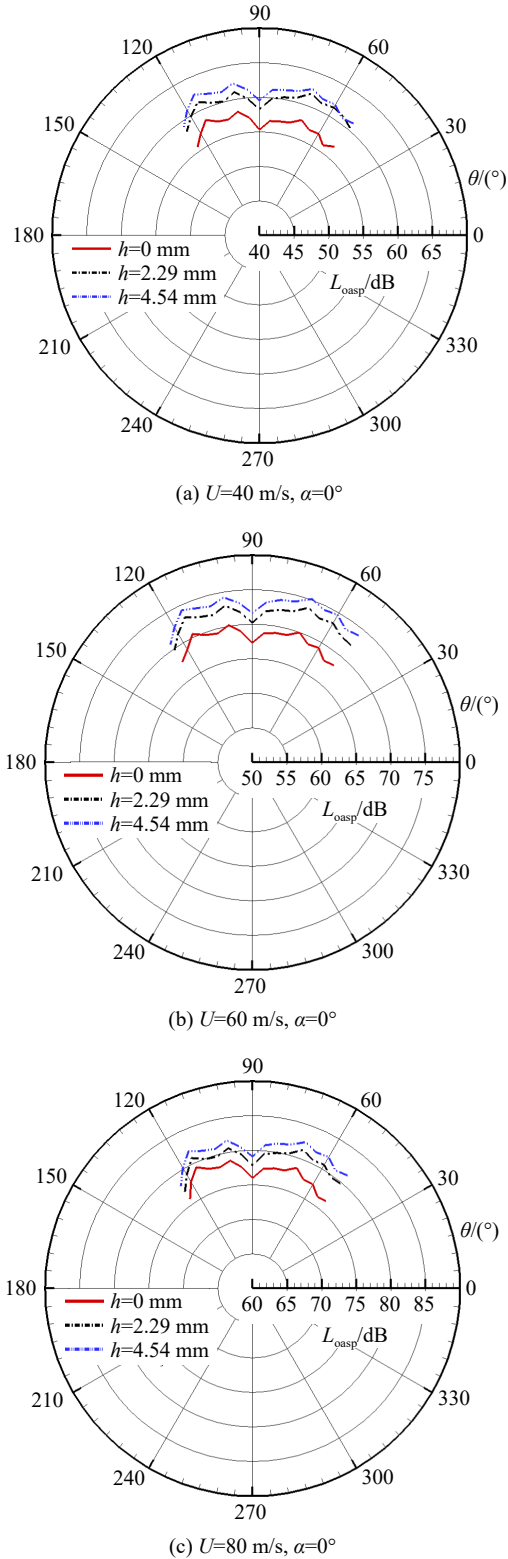


图7 不同最大结冰厚度翼型总声压级分布
($U=40, 60, 80$ m/s, $\alpha=0^\circ$)

Fig. 7 Over sound pressure level distribution of airfoil with different maximum ice thicknesses ($U=40, 60, 80$ m/s, $\alpha=0^\circ$)

2.2 来流攻角的影响

来流攻角的增大将导致流动分离提前发生, 从而影响结冰翼型的远场声压级。

图8给出了不同来流攻角下翼型远场声压级 ($h=4.54$ mm, $U=40, 60, 80$ m/s)。当来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时, 在频率 $f=8 \times 10^3 \sim 2 \times 10^4$ 范围内, 翼型远场声压级增量出现最大值。随着来流攻角的增加, 在该频率范围内也出现了翼型远场声压级峰值, 这是前缘冰模存在的贡献。随着来流攻角的增大,

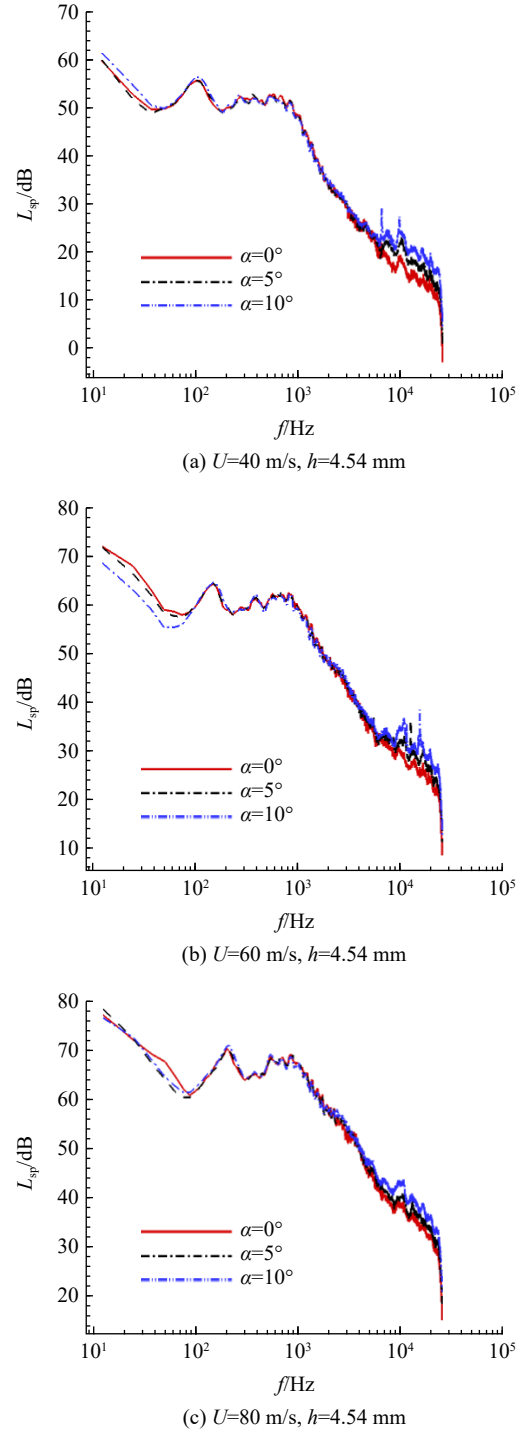
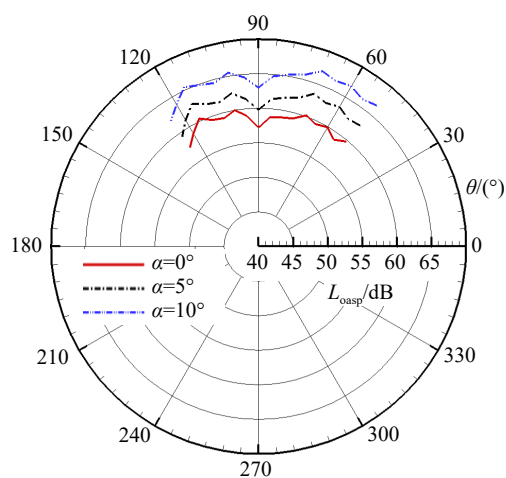


图8 不同来流攻角下翼型远场声压级
($h=4.54$ mm, $U=40, 60, 80$ m/s)

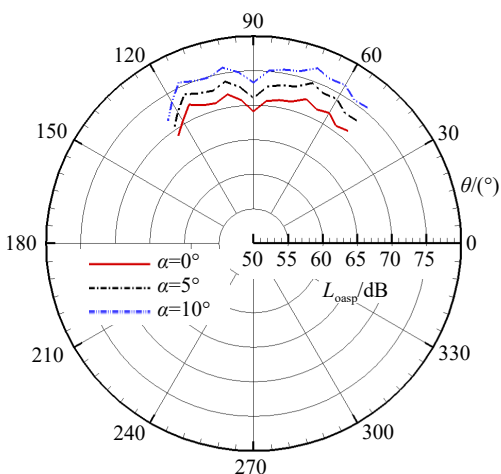
Fig. 8 Far-field sound pressure level of airfoil with different angles of attack ($h=4.54$ mm, $U=40, 60, 80$ m/s)

冰模提高了流动分离的可能性, 结冰翼型的远场声压级就越大。

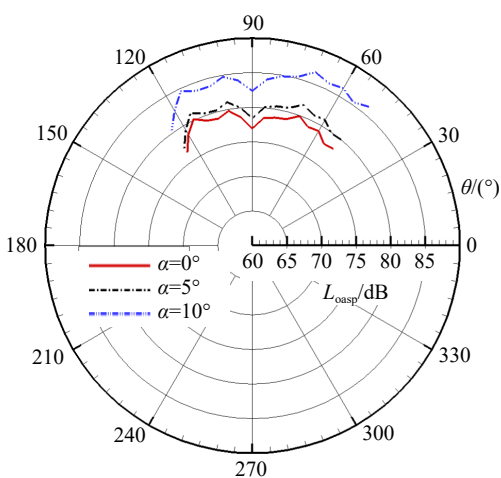
图 9 是不同来流攻角下翼型总声压级分布 ($h=$



(a) $U=40$ m/s, $h=4.54$ mm



(b) $U=60$ m/s, $h=4.54$ mm



(c) $U=80$ m/s, $h=4.54$ mm

图 9 不同来流攻角下翼型总声压级分布

($h=4.54$ mm, $U=40, 60, 80$ m/s)

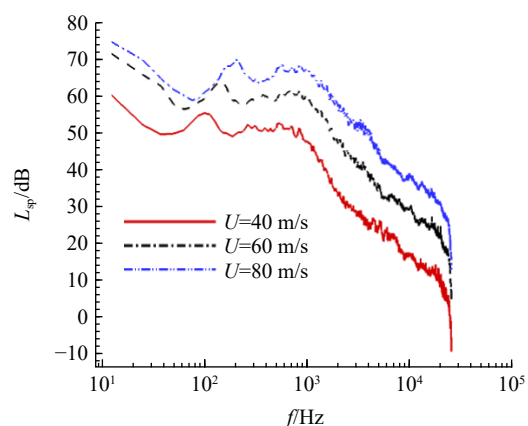
Fig. 9 Over sound pressure level distribution of airfoil with different angles of attack ($h=4.54$ mm, $U=40, 60, 80$ m/s)

4.54 mm, $U=40, 60, 80$ m/s)。随着来流攻角的增大, 翼型的远场总声压级有不同程度的增加。将来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时的状态定义为基准状态, 对于最大结冰厚度 $h=4.54$ mm 的结冰翼型, 当来流速度 $U=40$ m/s 时, 来流攻角 $\alpha=5^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 的结冰翼型平均总声压级比攻角 $\alpha=0^\circ$ 的分别高 2.8、6.0 dB。

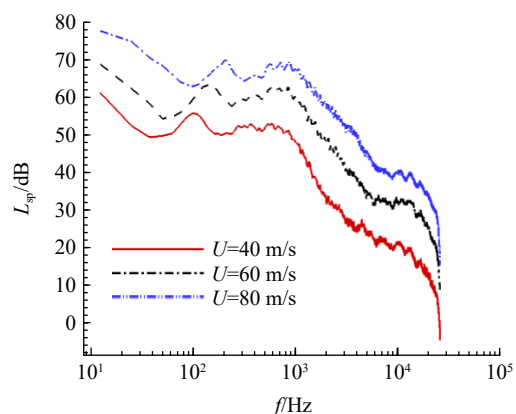
2.3 来流速度的影响

不同的来流速度将导致结冰翼型周围流场的变化, 不可避免会影响远场噪声特性。

图 10 给出了不同来流速度下翼型远场声压级 ($h=0, 2.29, 4.54$ mm, $\alpha=0^\circ$)。由图可见, 固定其他条件相同, 将上一个来流速度条件下翼型远场声压级作为基准状态, 来流速度 $U=80$ m/s 条件下翼型远场声压级比 $U=60$ m/s 的高出 10 dB, 来流速度 $U=60$ m/s 和 $U=40$ m/s 条件下翼型远场声压级也比相应的基准状态高约 10 dB。这就说明, 来流速度对远场声压级的影响是非常大的, 较高的来流速度意味着更高的远场声压级。



(a) $h=0$ mm, $\alpha=0^\circ$



(b) $h=2.29$ mm, $\alpha=0^\circ$

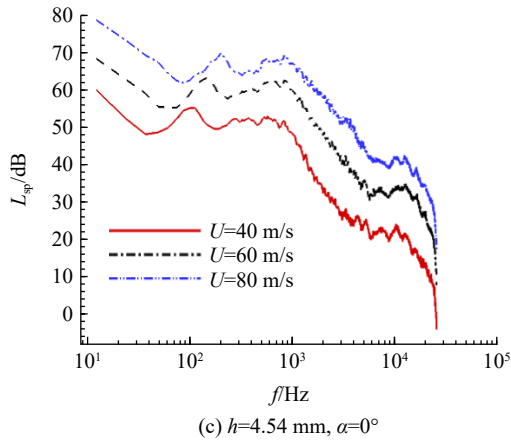


图10 不同来流速度下翼型远场声压级
($h=0, 2.29, 4.54$ mm, $\alpha=0^\circ$)

Fig. 10 Far-field sound pressure level of airfoil with different airflow speeds ($h=0, 2.29, 4.54$ mm, $\alpha=0^\circ$)

图11给出了不同来流速度下翼型总声压级分布($h=0, 2.29, 4.54$ mm, $\alpha=0^\circ$)。将上一个来流速度条件下的翼型总声压级作为基准,对于最大结冰厚度 $h=2.29$ mm的结冰翼型,来流速度 $U=$

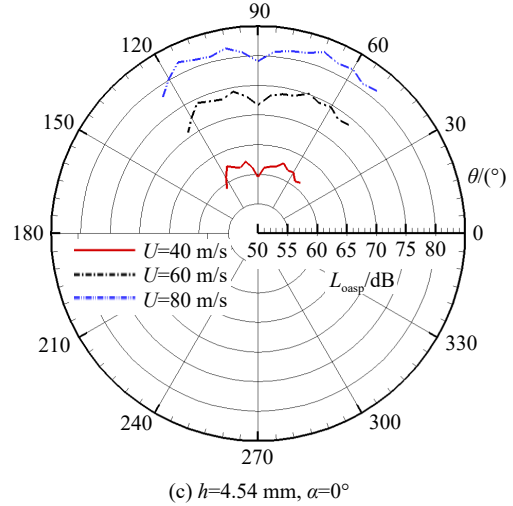


图11 不同来流速度下翼型总声压级分布
($h=0, 2.29, 4.54$ mm, $\alpha=0^\circ$)

Fig. 11 Over sound pressure level distribution of airfoil with different airflow speeds ($h=0, 2.29, 4.54$ mm, $\alpha=0^\circ$)

60 m/s 比 $U=40$ m/s 的翼型总声压级增加 11.9 dB, 来流速度 $U=80$ m/s 比 $U=60$ m/s 的翼型总声压级增加 7.6 dB。而对于最大结冰厚度 $h=4.54$ mm 的结冰翼型,类似地,相对应的总声压级增量分别为 12.2 dB 和 7.4 dB。

2.4 预测模型

由于本文中的多参数拟合具有很强的非线性特征,因此,采用 BP(back propagation)神经网络理论和方法,研究和分析了最大结冰厚度(h)和噪声参数(ΔL_{oasp})、飞行参数(U, α)之间的非线性关系,建立了由 3 个输入节点、5 个隐层节点和 1 个输出节点的 3 层 BP 神经网络,激活函数采用非线性变换函数 tansig 函数。

$$\text{tansig}(S_j) = \frac{2}{1 + \exp(-2S_j)} - 1 \quad S_j = \sum_{i=1}^{i=N} (x_i v_{ij}) \quad (7)$$

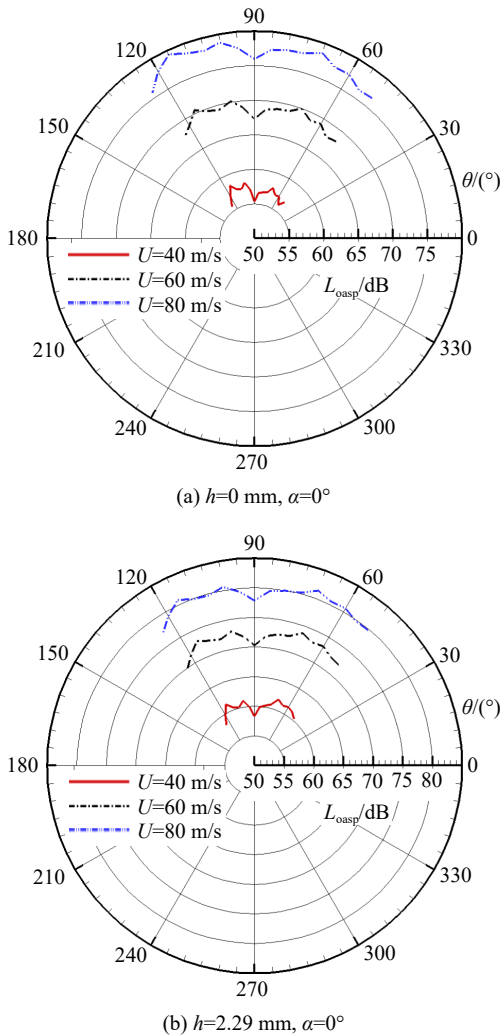
式中 x_i 是神经网络模型中的第 i 个输入, v_{ij} 是前一层节点 i 到该层节点 j 间的权值。

预测模型可用式(8)所示。

$$Y = V_2 \text{tansig}(V_1 \cdot X + B_1) + B_2 \quad (8)$$

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta L_{oasp} \\ U \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 V_1 是输入层至隐层的连接权值, V_2 是隐层至输出层连接权值, B_1 是隐层阈值, B_2 是输出层阈值, X 是输入的多参数向量,也即总声压级增量 ΔL_{oasp} 、来流速度 U 、来流攻角 α ; Y 是输出的参数,也即最大结冰厚度 h 。



抽取实验数据的 13 个状态作为训练数据, 另外 5 个状态量作为检验数据。将均方差作为训练目标, 取均方差为 10^{-10} , 对网络进行训练, 得到 V_1 、 V_2 、 B_1 、 B_2 如下:

$$V_1 = \begin{bmatrix} 3.878 & 1.309 & -1.344 \\ -4.225 & 0.310 & -1.921 \\ -3.412 & -0.152 & -1.231 \\ -1.123 & 2.205 & 2.227 \\ 0.061 & -5.161 & -0.550 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$V_2 = [1.514 \quad 1.120 \quad -1.733 \quad -2.419 \quad -1.724] \quad (11)$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} -1.096 \\ 1.024 \\ -2.306 \\ -1.003 \\ 0.173 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$B_2 = -0.434 \quad (13)$$

本文也采用线性回归和非线性回归方法进行拟合, 线性回归模型表示如下:

$$h = \beta_0 + \beta_1 \Delta L_{\text{oasp}} + \beta_2 U + \beta_3 \alpha \quad (14)$$

非线性回归模型表示如下:

$$h = a \Delta L_{\text{oasp}} + b \alpha + c U^2 \quad (15)$$

式中 β_0 、 β_1 、 β_2 、 β_3 、 a 、 b 、 c 为回归系数。

表 1 给出了神经网络、线性回归和非线性回归模型对检验数据的预测值与实际值的相对误差, 可以看出, 线性回归、非线性回归模型的最大相对误差分别超过了 20%、-71%, 而神经网络模型的最大相对误差只有 -0.02%。计算表明, 神经网络预测模型的准确性和可靠性很高, 由于 BP 神经网络模型具有很强的非线性映射能力, 通过实验获得的数据具有很高的准确度, 能够正确反映系统的内在规律。另外采用误差反馈的多次迭代训练使误差不断收敛直至达到误差目标, 得到的预测模型比线性回归、非线性回归模型的拟合精度提高了至少 3 个数量级, 非常适合本文的数据拟合。当然, 数据样本越多, 神经网络预测模型的预测结果精度还会进一步提高。图 12 给出了神经网络模型训练收敛曲线, 经过 18 次训练就达到了训练目标。

表 1 3 种预测模型预测值与实际值的相对误差

Table 1 Relative errors between practical value and predicted value of three prediction models

总声压级增量/dB	来流速度/(m/s)	来流攻角/(°)	神经网络误差/%	线性回归误差/%	非线性回归误差/%
3.5	40	0	-0.000 26	-4.257 87	-71.025 21
2.3	80	0	-0.000 24	-18.964 72	-24.528 46
2.0	60	5	0.000 20	10.060 66	-14.532 93
3.2	80	5	-0.000 03	-20.694 72	-23.201 68
2.6	60	10	-0.021 43	-3.659 63	-13.957 65

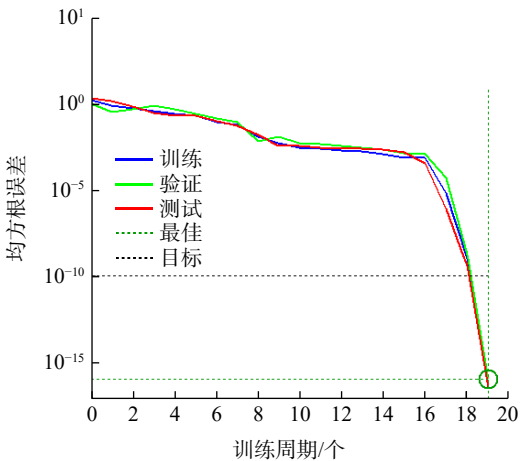


图 12 神经网络模型训练收敛曲线

Fig. 12 Training convergence curves of neural network model

2.5 噪声产生机理

前缘存在光滑霜冰模型, 来流速度和攻角的增大会增加流动分离的可能性, 并且可能增大分离泡的长度。

本文采用计算流体力学的大涡模拟方法对前缘带光滑霜冰模型的 NACA0012 翼型流场进行了数值模拟, 采用了动态 Smagorinsky-Lilly 模型去模拟声源。图 13 给出了不同最大结冰厚度翼型附近的涡量云图 ($U=60 \text{ m/s}$, $\alpha=10^\circ$)。由图可清晰看到, 当来流攻角为 10° 时, 最大结冰厚度 $h=4.54 \text{ mm}$ 的霜冰翼型附近的涡量最大, 而干净 NACA0012 翼型附近的涡量最小。因此, 当最大结冰厚度越来越大时, 翼型附近的涡量也越来越大。基于涡声理论^[20], 涡量与气动噪声增量之间

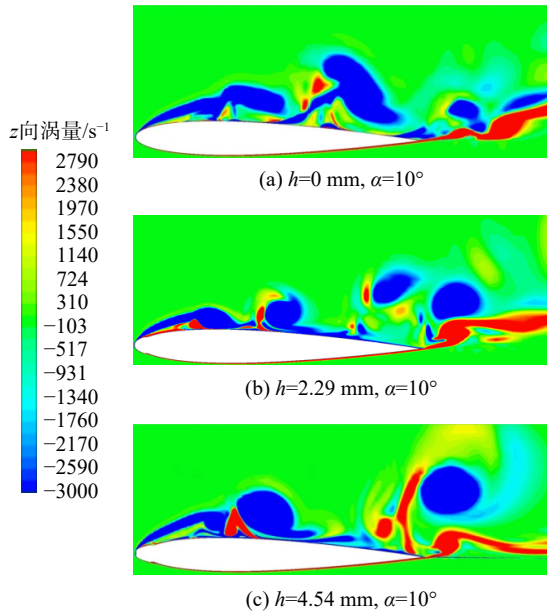


图 13 不同最大结冰厚度翼型附近的涡量云图
($U=60$ m/s, $\alpha=10^\circ$)

Fig. 13 Vorticity contour around airfoil with different maximum ice thicknesses ($U=60$ m/s, $\alpha=10^\circ$)

呈现出此涨彼涨的正相关性。

图 14 给出了结冰翼型产生气动噪声机理的示意图。在零攻角下,由于冰模和干净翼型的对称性,上下表面的流场是对称的。实际上,前缘冰模的存在与后台阶很相似,会导致流动转捩或小的流动分离。根据涡声理论,分离泡将增大前缘附近的局部噪声。然而,靠近后缘的流动具有较少的转捩或流动分离。因此,在零攻角下,前缘附近的气动噪声大于后缘附近的气动噪声。

随着来流攻角的增大,结冰翼型上表面后缘附近的流动将变得不稳定,甚至出现流动分离。相应地,后缘附近的气动噪声随着来流攻角的增大而增大。结冰翼型后缘附近的气动噪声超过了前缘附近的,这是流动分离对局部气动噪声的贡献。因此,前缘冰模就像一个涡声开关一样,在结冰翼型的远场气动噪声特性中表现出壁面附近涡量与远场噪声声压级的正相关关系。

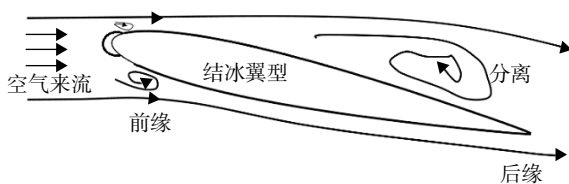


图 14 结冰翼型产生气动噪声机理的示意图

Fig. 14 Sketch of generation mechanism for aeroacoustic from airfoil on the leading edge

图 15 给出了结冰翼型绕流流场和流线图 ($h=4.54$ mm, $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$)。最大结冰厚度保持为 4.54 mm, 当来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时, 翼型前缘和后缘都没有出现流动分离和转捩。随着来流攻角增加, 当 $\alpha=5^\circ$ 时在翼型后缘附近出现一个中等尺寸的分流泡。继续增加来流攻角, 当 $\alpha=10^\circ$ 时, 翼型后

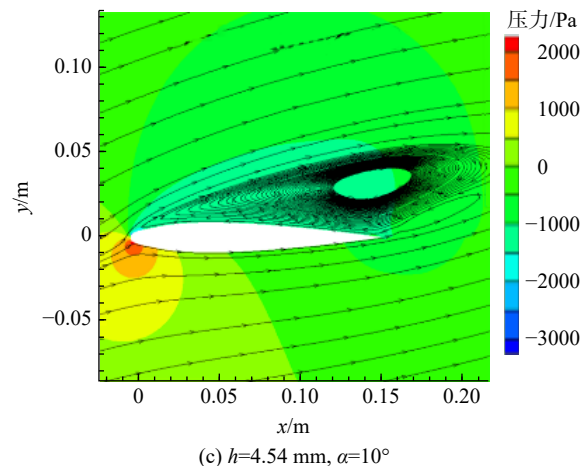
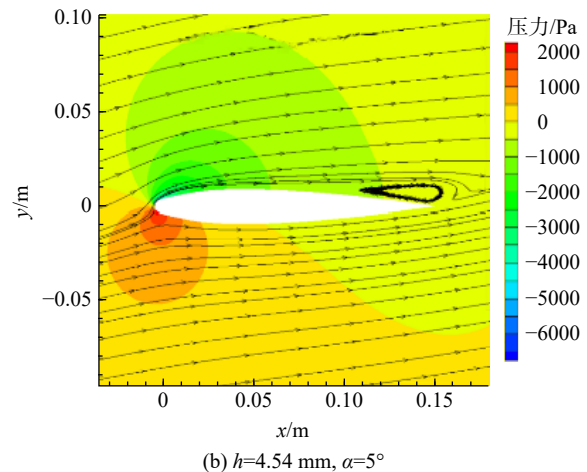
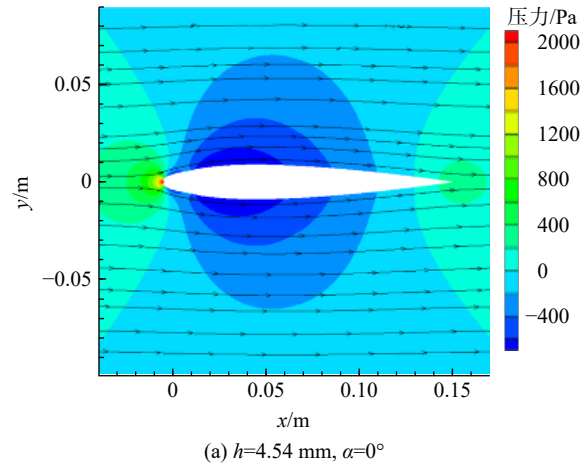


图 15 结冰翼型绕流流场和流线图

($h=4.54$ mm, $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$)

Fig. 15 Flowfield and streamline around airfoil with ice model ($h=4.54$ mm, $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$)

缘附近出现一个很大的分离泡。这种流动分离产生的分离泡对翼型气动噪声的贡献很大, 尺寸越大的分离泡相应会产生更大的远场声压级。

3 结 论

本文实验研究了 NACA0012 翼型前缘带光滑霜冰模型的远场噪声特性, 获得如下特定结论:

1) 光滑霜冰模型改变了翼型前缘的局部流场, 导致了远场噪声特性的变化。结冰翼型与基准翼型之间的远场声压级增量最大为 9.5 dB, 出现在 $f=8 \times 10^3 \sim 2 \times 10^4$ Hz 范围内。

2) 随着最大结冰厚度、来流攻角、来流速度的增加, 结冰翼型的远场声压级均逐渐增大。结冰会增大翼型的噪声频谱, 但是对翼型总声压级指向性的影响不明显。

3) 结冰翼型壁面附近的涡量与远场噪声声压级呈现一种正相关关系。通过最大结冰厚度、飞行参数和声压级增量关系可建立一种多变量输入的神经网络预测模型。

致 谢

感谢英国南安普敦大学提供了气动声学风洞作为实验平台, 感谢该大学加工中心加工了实验冰模, 感谢 Phillip Joseph 教授对噪声机理分析的指导, 感谢 Chaitanya Paruchuri 博士在风洞实验操作过程中的帮助。

参考文献:

- [1] KIND R J, POTAPCZUK M G, FEO A, et al. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1998, 34(5/6): 257-345.
- [2] LEE S, KIM H, BRAGG M. Investigation of factors that influence iced-airfoil aerodynamics[R]. AIAA 2000-99, 2000.
- [3] BRAGG M B, BROEREN A P, BLUMENTHAL L A. Iced-airfoil aerodynamics[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2005, 41(5): 323-362.
- [4] BUSCH G, BRAGG M. Experimental study of full-scale iced airfoil aerodynamic performance using sub-scale simulations[R]. AIAA 2009-4264, 2009.
- [5] 肖春华, 桂业伟, 杨升科, 等. 热/力耦合作用下基于应力分析的冰破坏准则[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(12): 2616-2626. XIAO Chunhua, GUI Yewei, YANG Shengke, et al. Ice fracture criterion coupled thermal/mechanical effect based on stress analysis[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(12): 2616-2626. (in Chinese)
- [6] CEBECI T, KAFYEKE F. Aircraft icing[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, 35: 11-21.
- [7] 石慧, 陈绍文, 张辰, 等. 基于动叶污垢沉积的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(5): 1061-1067. SHI Hui, CHEN Shaowen, ZHANG Chen, et al. Numerical simulation of fouling deposition in compressor rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(5): 1061-1067. (in Chinese)
- [8] WÜRZ W, HERR S, WÖRNER A, et al. Three-dimensional acoustic-roughness receptivity of a boundary layer on an airfoil: experiment and direct numerical simulations[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 478: 135-163.
- [9] DEVENPORT W J, GRISSOM D L, NATHAN A W, et al. Measurements of roughness noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, 330(17): 4250-4273.
- [10] JOTHI T J S, SRINIVASAN K. Surface roughness effects on noise from pipe jets[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2013, 332(4): 839-849.
- [11] ALOMAR A, ANGLAND D, ZHANG Xin, et al. Experimental study of noise emitted by circular cylinders with large roughness[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, 333(24): 6474-6497.
- [12] CHONG T P, JOSEPH P F, DAVIES P O A L. Design and performance of an open jet wind tunnel for aero-acoustic measurement[J]. *Applied Acoustics*, 2009, 70(4): 605-614.
- [13] CEBECI T, CHEN H H, ALEMDAROGLU N. Fortified LEWICE with viscous effects[J]. *Journal of Aircraft*, 1991, 28(9): 564-571.
- [14] RUFF G, BERKOWITZ B. Users manual for the NASA lewis ice accretion prediction code (LEWICE)[R]. NASA CR-185129, 1990.
- [15] STAFFAN M. Computation of rime ice accretion on airfoils[R]. FAA TN-1987-08, 1987.
- [16] BRAGG M B. Rime ice accretion and its effect on airfoil performance[D]. Columbus, OH, USA: The Ohio State University, 1981.
- [17] PARASCHIVOIU I, TRAN P, BRAHIMI M. Prediction of the ice accretion with viscous effects on aircraft wings[R]. AIAA 1993-27, 1993.
- [18] GRUBER M. Airfoil noise reduction by edge treatments [D]. Southampton, England, UK: Inst. University of Southampton, 2012.
- [19] GILL J R, ZHANG Xin, JOSEPH P. Effects of real airfoil geometry on leading edge gust interaction noise[R]. AIAA 2013-2203, 2013.
- [20] HOWE M S. Theory of vortex sound[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2002.

(编辑: 陈 越)