華東理工大學学报 自然科学版 Natural Science Edition
JOURNAL OF EAST CHINA UNIVERSITY OF SCIENCE AND TECHNOLOGY

基于圆柱–翼型模型的多孔前缘气动特性与干涉噪声

郭金凤 赖焕新

Aerodynamic Characteristics and Interaction Noise of Airfoil with Porous Leading Edges Based on the Rod-Airfoil Model

GUO Jinfeng, LAI Huanxin

在线阅读 View online: http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20260126002

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

亚音速喷流出口扰动对湍流与声场模拟的影响

Effects of Flow Forcing on Simulation of Subsonic Turbulent Jet Flow and Noise

华东理工大学学报（自然科学版）. 2021, 47(4): 510–518 http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20200603001

欠膨胀超声速冲击射流的大涡模拟

Large Eddy Simulation of Underexpanded Supersonic Impinged Jets

华东理工大学学报（自然科学版）. 2022, 48(3): 388–396 http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20210319001

多采样率双通道有源噪声反馈控制系统的研究

Multi–Rate Double Channel Feedback Active Noise Control System

华东理工大学学报（自然科学版）. 2024, 50(2): 301–309 http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20221223003

有源噪声控制中基于神经网络的次级通道辨识优化

Optimization of Secondary Path Identification in Active Noise Control Based on Neural Network

华东理工大学学报（自然科学版）. 2021, 47(6): 761–768 http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20200928001

考虑三维波纹度影响的深沟球轴承振动噪声计算方法研究

Calculation Method of Radiation Noise for Deep Groove Ball Bearing with Considering 3D Waviness of Raceways

华东理工大学学报（自然科学版）. 2021, 47(4): 494–503 http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20200411005

梯形沟槽–丝网复合吸液芯圆柱热管传热特性的数值研究

Numerical Study of Heat Transfer Characteristics in Cylindrical Heat Pipes with Trapezoidal Groove–Mesh Composite Wick

华东理工大学学报（自然科学版）. 2026, 52(3): 439–448 http://doi.org/10.14135/j.cnki.1006–3080.20250907001

扫码关注公众号，获取更多信息！

文章编号：1006-3080(2026)05-0762-11 DOI: 10.14135/j.cnki.1006-3080.20260126002

基于圆柱-翼型模型的多孔前缘气动特性与干涉噪声

郭金凤， 赖焕新
（华东理工大学机械与动力工程学院，上海 200237）

摘要：为探究多孔材料对翼型前缘湍流干涉噪声的抑制效果，并揭示其降噪的物理机制，采用大涡模拟(LES)结合FW-H声类比方法，对经典的圆柱-翼型(NACA0012)干涉噪声模型进行数值模拟，对比了实体前缘与孔隙率分别为40%、50%和60%的多孔前缘的流场与声场特性。研究表明，多孔前缘能有效降低中低频单音噪声，降噪效果随孔隙率增大而增强，最大降噪量可达11.2 dB，但其平均阻力有所增加。对压力脉动、滞止区速度分布和湍流相干性的分析表明，多孔介质抑制了来流垂直速度分量v'在撞击前缘时的剧烈放大效应，从源头上削弱了压力脉动；同时多孔结构也破坏了湍流结构的展向相干性，降低了声辐射效率。

关键词：大涡模拟；气动噪声；圆柱-翼型；多孔介质；噪声抑制

中图分类号：V21 **文献标志码：**A

叶片前缘与来流湍流的相互作用是引发气动噪声的主要机制之一。该类噪声不仅具有显著的宽带特性，还伴随由尾涡脱落引起的单音噪声，对周围环境和设备运行造成不良影响。这种上流尾迹与下游叶片干涉产生的噪声广泛存在于航空与工业领域，如航空发动机动静干涉噪声、无人机或直升机桨-涡干涉噪声、风机叶片噪声等，对其降噪手段和机理的研究具有重要意义。

多孔介质因为在改变局部声阻抗和耗散湍动能方面的潜力，近年来受到了广泛关注。Lee[1]通过数值模拟研究了使用多孔前缘的直升机叶片的湍流干涉噪声，观察到叶片表面压力脉动被抑制，多孔前缘使噪声峰值振幅降低20%～30%。但Sarradj等[2]发现全多孔翼型虽然在大多数情况下能降噪，却会牺牲翼型的整体气动性能。Geyer等[3]研究发现使用全多孔翼型降噪时，降低气流流阻、增大渗透率可以增强降噪效果。Ocker等[4-5]证明了部分多孔风叶的降噪效果，表明在前缘后保留部分实体紧接多孔部分，可以改善气动及声学性能。Bowen等[6-7]探讨了不同多孔结构对翼型湍流相互作用噪声的影响，结果表明多孔前缘可以在中低频范围内减少湍流干涉噪声，但代价是高频噪声增加。

以上研究证明，将多孔材料用于处理翼型，具备作为湍流干涉噪声降噪技术的潜力。然而，噪声减少涉及的物理机制尚未有明确解释，对于孔隙率、渗透率和孔径如何影响产生的湍流干涉噪声的机理，仍需更深入的理解。特别是流体如何接近并流过多孔前缘的详细流场，目前鲜有报道。

本文选用了3种不同孔隙率的多孔介质进行高精度的大涡模拟(LES)，对圆柱-翼型配置下的前缘干涉噪声产生机制及变孔隙率多孔前缘的降噪效果进行探讨。在网格分辨率分析的基础上，通过对比实体前缘与不同孔隙率分布方案下的流场细节(如湍动能分布、壁面压力脉动)及远场声学特性，剖析了多孔材料调控前缘噪声的物理机制；阐述了孔隙率对脉动速度分量、展向相干性及最终辐射噪声的影响规律，为发展面向工程应用的多孔前缘降噪设计提供参考。

收稿日期：2026-01-26

作者简介：郭金凤(2002—)，女，四川广元人，硕士生。主要研究方向：计算流体力学。E-mail: guojinfeng0513@163.com

通信联系人：赖焕新，E-mail: hlai@ecust.edu.cn

引用本文：郭金凤, 赖焕新. 基于圆柱-翼型模型的多孔前缘气动特性与干涉噪声 [J]. 华东理工大学学报(自然科学版), 2026, 52(5): 762-772.

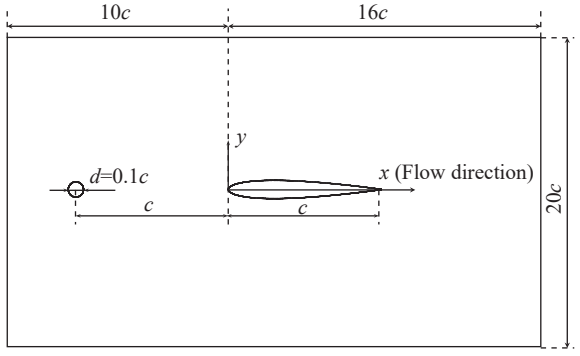
Citation: GUO Jinfeng, LAI Huanxin. Aerodynamic Characteristics and Interaction Noise of Airfoil with Porous Leading Edges Based on the Rod-Airfoil Model[J]. Journal of East China University of Science and Technology, 2026, 52(5): 762-772.

1　研究对象与数值方法

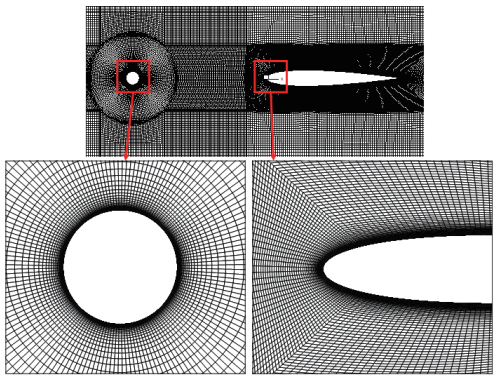
1.1　算例模型及模拟方法

本研究采用 Jacob 的经典串联圆柱-翼型模型[8], 选用 NACA0012(National Advisory Committee for Aeronautics, NACA)作为基准翼型, 嵌于上游的圆柱尾迹中。以翼型前缘中点为原点, 气流来流方向为 x 轴正方向, 从圆柱左侧进入流场, 其直径 $d=15$ mm, 翼型位于圆柱下游 1 倍弦长处, 其弦长 $c=150$ mm, 前缘半径 $r_{\mathrm{LE}}=2.38$ mm, 展向长度为 $0.3c$。来流马赫数 $M=0.12$, 基于翼型弦长和圆柱直径的雷诺数分别是 $Re_{\mathrm{c}}=4\times10^5$, $Re_{\mathrm{d}}=4\times10^4$。计算域边界为 $26c\times20c\times0.3c$ 的长方体, 进口距离翼型前缘 $10c$, 出口距翼型尾缘 $15c$, 如图 1(a) 所示。图 1(b) 所示为圆柱及翼型前缘局部区域的加密网格。流场入口给定速度边界条件 $U_0=40$ m/s, 出口为压力边界条件, 给定静压为 96400 Pa, 圆柱及翼型表面设为绝热无滑移壁面, 在展向上采用周期性边界条件。

非定常计算以 Realizablek-ε 计算得到的定常结果作为初场计算, 选用 LES 湍流模型, 压力-速度耦合方式为 SIMPLEC 算法, 空间梯度项离散格式为基于单元的最小二乘法, 压力项选用二阶格式, 动量方程采用有界中心差分格式离散, 开启 FW-H 方程采集声场信息。时间步长为 1×10^{-5} s, 总时间步数为 10000 步, 大约对应圆柱的 49 个涡脱周期, 相当于主流流过 27 倍翼型弦长所用的时间。



(a)



(b)

图 1　(a) 计算域示意图; (b) 圆柱-翼型局部网格

Fig. 1　(a) Computation domain; (b) Cylinder-airfail local mesh

1.2　多孔介质模型

采用 Brinkman-Forchheimer 扩展 Darcy 模型[9] 来计算各向同性的均匀多孔介质中的流动情况, 其控制方程如下:

$$\nabla\cdot\boldsymbol{u}=0 \tag{1}$$

$$\rho\left[\frac{\partial\boldsymbol{u}}{\partial t}+\nabla\cdot\left(\frac{\boldsymbol{uu}}{\phi}\right)\right]=-\nabla P+\mu\nabla^2\boldsymbol{u}-\left[\frac{\mu\phi\boldsymbol{u}}{K}+\frac{C_F\rho\phi\boldsymbol{u}|\boldsymbol{u}|}{\sqrt{K}}\right] \tag{2}$$

其中, $\boldsymbol{u}$ 为速度, μ 为动力黏度, ρ 为空气密度, P 为多孔介质的表观压力; ϕ 是多孔介质的孔隙率, 展现了多孔介质内部孔隙所占总体积的比例, 本文以 $\phi=40\%$, 50%, 60% 进行后续研究; 多孔介质的渗透率 K 及惯性系数 C_F 以 Ergun 的经验公式给出如下:

$$K=\frac{d_p^2\phi^3}{150(1-\phi)^2} \tag{3}$$

$$C_F=\frac{1.75}{\sqrt{150\phi^3/2}} \tag{4}$$

其中, d_{p} 为多孔介质的平均孔径。研究采用的多孔介质的具体参数如表 1。

表 1　前缘多孔介质参数

Table 1　Parameters of the porous leading-edge medium

ϕ/%	d_{p}/mm	K
40	0.58	2.78×10^{-9}
50	1.48	3.78×10^{-9}
60	2.29	4.98×10^{-9}

1.3　FW-H 声类比方程

选用 FW-H 声类比方法获取远场声压信息, 通过对连续性方程和 Navier-Stokes 方程推导, 可将 FW-H 方程写成如下形式[10]:

$$\frac{1}{c_0^2}\frac{\partial^2p'}{\partial t^2}-\nabla^2p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i\partial x_j}[T_{ij}H(f)]-\frac{\partial}{\partial x_i}\{[P_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n)]\delta(f)\}+\frac{\partial}{\partial t}\{[\rho_0v_n+\rho(u_n-v_n)]\delta(f)\} \tag{5}$$

式中, P_{ij} 为压缩应力张量, u_i 为流体速度在 x_i 方向的分量, u_n 为流体速度在壁面法向的分量, ρ_0 为未

受扰动的自由流密度，v_n 为表面速度沿其法向的分量，$\delta(f)$ 为狄拉克函数，$H(f)$ 为亥维赛阶跃函数。$p'=p-p_0$ 为远场声压，c_0 是远场声速。$f=0$ 表示嵌入在外部流动问题，$f>0$ 对应无界外流区域中的数学曲面，该曲面可与物体表面或周围的可渗透表面重合。n_j 为指向 $f>0$ 的单位法向量。T_{ij} 为 lighthill 应力张量，定义式如下：

$$T_{ij}=\rho u_i u_j+P_{ij}-c_0^2(\rho-\rho_0)\delta_{ij} \tag{6}$$

对于 Stokes 流体，压缩应力张量 P_{ij} 由下式给出：

$$P_{ij}=p\delta_{ij}-\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) \tag{7}$$

本文应用的 FW-H 波动方程的积分解由 Farassat 的时域积分公式 Formulation 1A[11] 给出。

1.4 LES 网格敏感性分析

LES 的核心思想是通过网格尺度解析大尺度湍流结构，而小尺度湍流通过亚网格模型闭合，网格分辨率影响了模拟能否准确捕捉流动细节。研究使用 Celik 等[12] 提出的基于湍流脉动能外推分析网格的质量指标 LES-IQ，采用横纵坐标一致，展向节点数分别为 15 和 20 的粗细两套网格进行网格分辨质量分析。该外推法通过网格分辨的湍动能 k^{res} 在外推的流场中总湍动能 k^{tot} 的占比来衡量，在高雷诺数情况下其良好指标(LES_IQ)为 75% ~ 85%[13]，定义式如下：

$$\mathrm{LES_IQ}=\frac{k_{\mathrm{res}}}{k_{\mathrm{tot}}} \tag{8}$$

$$\mathrm{LES_IQ}_1=\frac{1}{1+\left|\frac{k_2^{\mathrm{res}}}{k_1^{\mathrm{res}}}-1\right|\alpha^p(\alpha^p-1)^{-1}} \tag{9}$$

$$\mathrm{LES_IQ}_2=\frac{1}{1+\left|\frac{k_1^{\mathrm{res}}}{k_2^{\mathrm{res}}}-1\right|(\alpha^p-1)^{-1}} \tag{10}$$

其中，下标 1 和 2 分别代表粗细网格，$\alpha>1$，数值格式精度 $p=2$。

图 2 所示是在圆柱尾迹区 $x=-0.25c$ 和翼型尾流 $x=1.1c$ 计算得到的 LES_IQ 对比，可以看到在翼型周围的大部分区域内，$\mathrm{LES_IQ}_1$ 大部分都大于 0.6，而 $\mathrm{LES_IQ}_2$ 都大于 0.75，说明细网格较好地满足高雷诺数 LES 质量要求，因此，后续计算采用细网格。

1.5 数值方法验证

在排除初场效应后，继续采集了大约 30 个涡脱周期的非稳态流场结果进行分析。如图 3 所示，将 LES 计算得到的圆柱尾迹区 ($x=-0.25c$) 的平均速度 (u_{mean}) 及脉动速度 (u'_{rms})，与 Chen 等[14] 的 IDDES 结果及其他实验结果进行对比，可以观察到近壁区的解析结果比 IDDES与实验值略高，这种差异源于两种混合方法在近壁湍流的处理方法不同。尽管在速度方向存在细微差异，但如图 4 所示，翼型表面的平均压力系数 C_p 及决定前缘噪声关键的表面压力脉动系数 C'_p 与参考数据吻合良好，这表明了当前模拟对核心噪声源机制的捕捉是可靠的。图中可以看出翼型的上下表面压强并不完全重合，这可能由于本文数值模拟所采集的非定常时间序列还不够多，导致上下表面的统计结果存在细微差别，但微小误差不影响数值方法的可靠性。图 4 所示 Chen 等[14] 的仿真结果表明基准翼型，较大的压力波动从前缘一直延伸到约 30% 弦长 ($x=0.3c$) 的位置，在此之后压力波动维持在较低水平，因此后续将翼型的前 30% 更换为多孔介质研究其降噪效果。

除此之外，本文对圆柱-翼型的远场噪声进行了测量，以翼型弦长中点为圆心，1.5 m 为半径设置 36 个监测点，并利用实验数据与 IDDES 的气动声学结果进行验证。远场声压级定义式如下：

$$\mathrm{SPL}(f)=10\lg\left(S_{\mathrm{pp}}(f)/p_{\mathrm{ref}}^2\right) \tag{11}$$

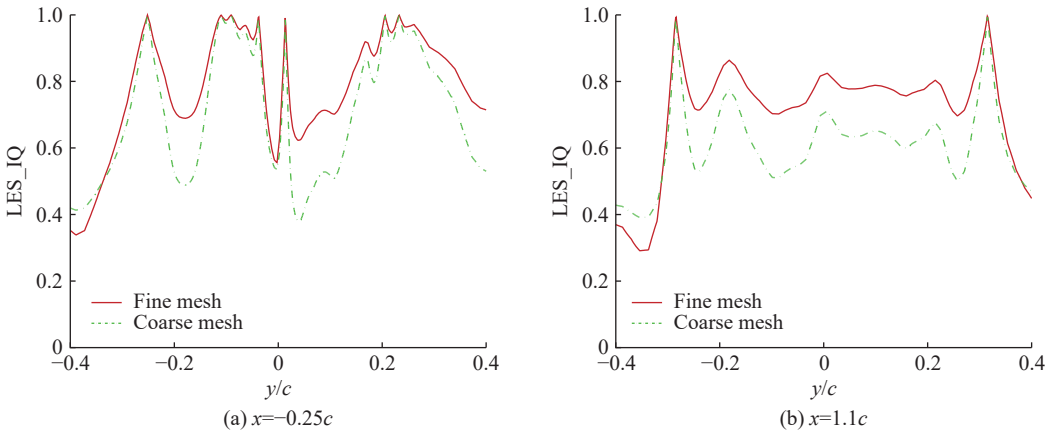


图 2 粗、细网格在圆柱尾迹及翼型尾迹区的 LES 质量指标

Fig. 2 Quality indexes of the LES for coarse and fine mesh in the wake regions of rod and airfoils

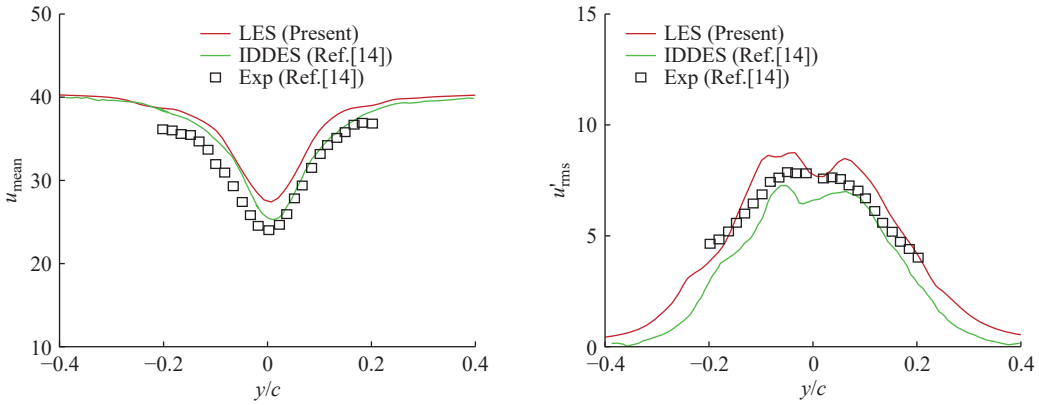


图 3　圆柱尾迹区 ($x=-0.25c$) 的平均速度和脉动速度

Fig. 3　Profiles of the streamwise average velocity and fluctuating velocity in the cylinder wake (x=0.25c)

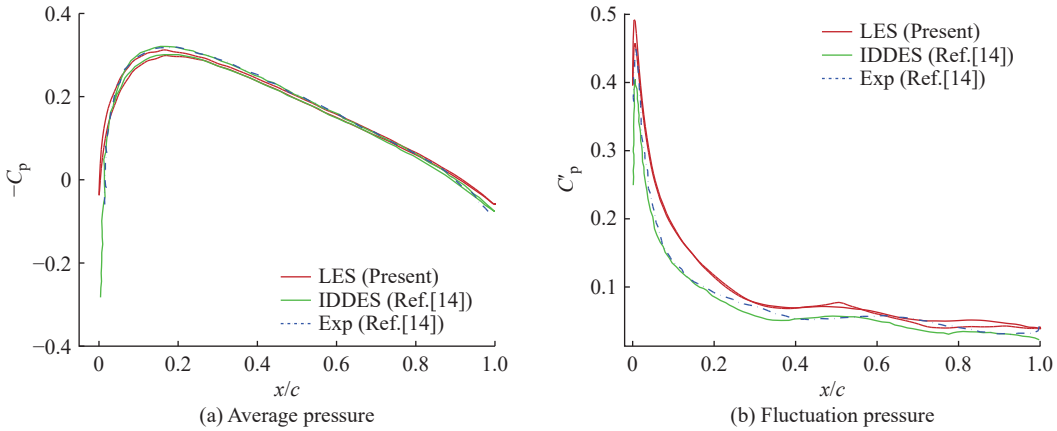


图 4　翼型表面的平均压力系数和脉动压力系数分布

Fig. 4　Distributions of the average and fluctuation pressure on the airfoil surface

其中, $S_{pp}(f)$ 为声压的自功率谱, $p_{ref}=2\times10^{-5}$Pa 为参考声压。实验设置的模型展向长度为 $20d$, 为了平衡计算精度与成本, 模拟采用的展向长度为 $3d$。因此为补偿声学预测误差需要使用如下的频域展向修正公式[14]:

$$\Delta\mathrm{SPL}(f)=10\lg\frac{\exp\left(-\frac{\pi}{4}\frac{L_{exp}^2}{L_c^2}\right)+\frac{\pi}{2}\frac{L_{exp}}{L_c}\mathrm{erf}\left(\frac{\sqrt{\pi}}{2}\frac{L_{exp}}{L_c}\right)-1}{\exp\left(-\frac{\pi}{4}\frac{L_{sim}^2}{L_c^2}\right)+\frac{\pi}{2}\frac{L_{sim}}{L_c}\mathrm{erf}\left(\frac{\sqrt{\pi}}{2}\frac{L_{sim}}{L_c}\right)-1} \tag{12}$$

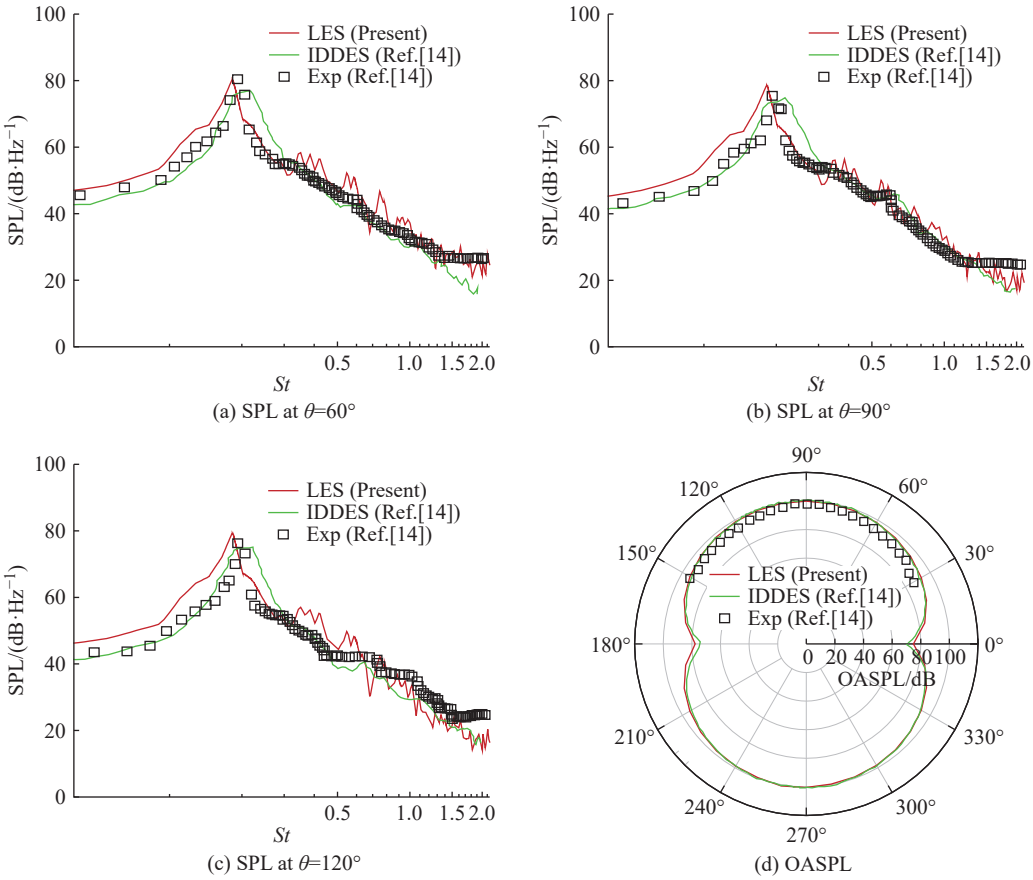
其中, L_{exp} 和 L_{sim} 分别为实验和数值模拟的展向长度, L_c 为与波动压力的频率相关展向相干长度, erf(·) 为误差函数。不同指向性远场声压级及总声压级结果如图 5 所示, 在所有指向性角下, 预测结果与实验数据及 IDDES 结果吻合良好, 图 5(d) 所示的总声压级 (OASPL) 是在特定频谱范围内进行积分计算得到, 可以观察到圆柱-翼型的相互作用噪声表现为明显的偶极子声源。

2　计算结果与分析

2.1　多孔前缘对升阻力的影响

图 6 展示了固体前缘及 3 种多孔前缘的升、阻力系数(C_L、C_D)的时程图, 多孔前缘对翼型的平均升力的影响可忽略不计, 但随着多孔前缘的孔隙率增加, 翼型表面的升力系数波动明显减小。阻力系数的波动虽然有所减小, 但是多孔处理明显增加了平均阻力。

图 7 展示了固体前缘及多孔前缘升阻力系数的功率谱密度 (PSD)。结果表明所有翼型表面的升力脉动都明显比阻力脉动更剧烈, 其值远大于阻力脉动的值, 而根据 Curle 的声学类比理论, 远场噪声与脉动升力及阻力成正比, 所以在本研究中升力脉动是主导声源。如图 7(a) 所示, 在涡脱频率 486 Hz 附近, 多孔处理都能降低升力脉动, 且衰减量随孔隙率增高而增大, 但在大于 5 000 Hz 的高频范围内效果微弱。图 7(b) 所示的阻力脉动, 在小于 500 Hz 的低

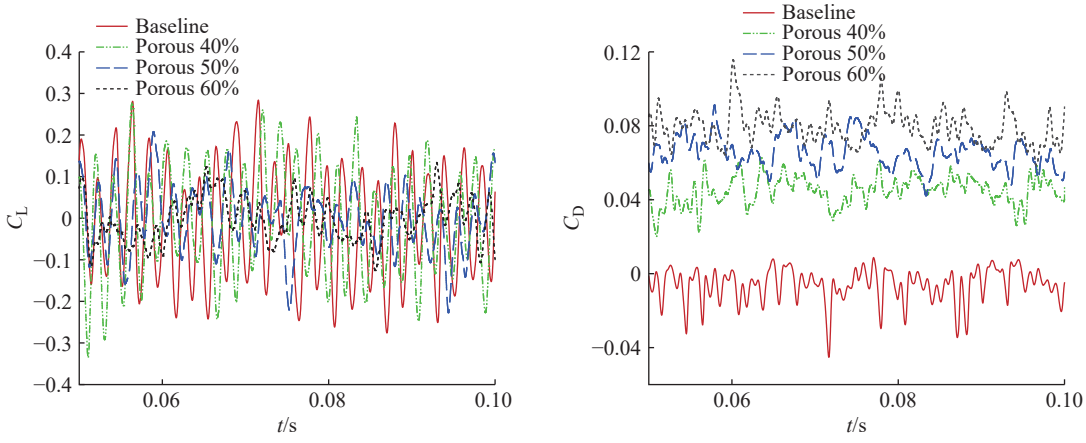


(a) SPL at θ=60° (b) SPL at θ=90°

(c) SPL at θ=120° (d) OASPL

图 5 不同指向性远场声压级及总声压级

Fig. 5 Far-field sound pressure level with different directivity and total sound pressure level



(a) Lift coefficient (b) Drag coefficient

图 6 翼型表面升力系数和阻力系数的时程图

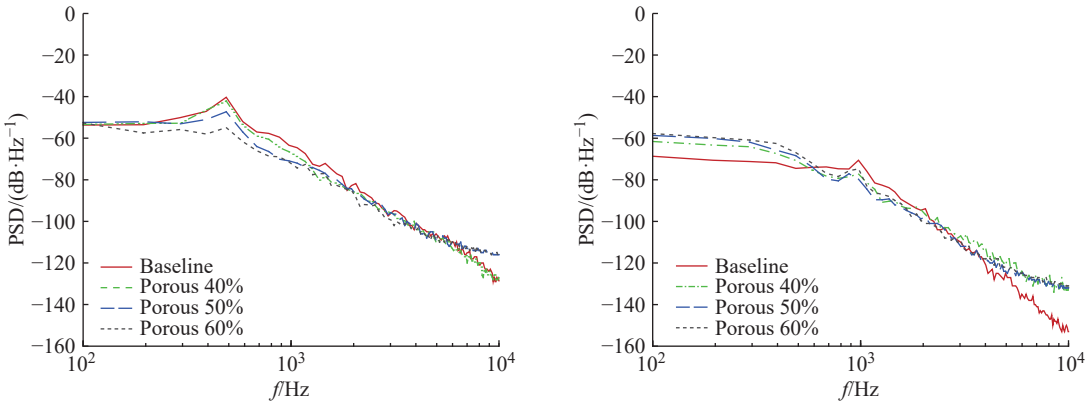
Fig. 6 Time-history diagram of lift coefficient and drag coefficient on airfoil surface

频范围及高频处都略有升高，其余频段范围内都有所降低。多孔材料的加入有效抵抗了局部扰动对平均流场的影响，减少流场的非定常压力脉动，但多孔介质和固体连接处产生的新脉动可能造成低频段增加，同时新产生的小尺度湍流可能引发高频段脉动的增加。

图 8 的尾迹平均速度显示，与基准前缘相比，随着孔隙率的增加，多孔翼型尾流中的速度亏损明显加剧，且尾流宽度也随之增大，这表明多孔结构增强了流场的动量交换与混合，同时导致更多的流动损失，宏观表现为压力阻力增加导致翼型阻力增加，与图 6(b) 所示的平均阻力系数的上升趋势相符合。

2.2 不同孔隙率降噪效果对比

本文选择翼型表面作为声源面，比较了固体前缘和 3 种孔隙率的多孔前缘在 4 种指向性角(30°、60°、90°、120°)的远场声压级频谱，结果如图 9 所



(a) Lift coefficient　　(b) Drag coefficient

图 7　翼型表面升力系数和阻力系数的功率谱密度

Fig. 7　Power spectral density of lift coefficient and drag coefficient on airfoil surface

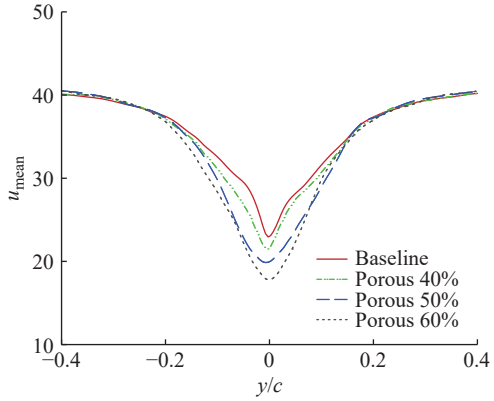


图 8　翼型尾迹区 (x=1.1c) 的平均速度

Fig. 8　Average velocity in the airfoil wake region (x=1.1c)

示。在 500~2 500 Hz 的中低频范围内, 随着孔隙率增大, 降噪能力逐渐增强, 在涡脱频率处降噪效果最为明显, 多孔前缘很好地降低了单音噪声。在中高频范围内, 多孔前缘也能稍微降低宽带噪声, 但与音调噪声相比并不明显。在高于 5 000 Hz 的高频范围内, 3 种多孔处理对噪声都无明显影响。

图 10 显示了 4 种类翼型的 OASPL 及相应的 ΔOASPL, 正值反映了降噪能力, 负值则表示噪声放大效应。基于人耳对极低/极高的噪声并不敏感, 综合频率在 100~10 000 Hz 范围内的总声压级降噪量, 所有翼型都呈现出偶极子特征, 在 90°及 270°降噪能力最强, 在 90°的指向性角下, 40%、50%、60% 的多孔翼型其噪声分别降低了 1.2、6.5、11.2 dB。总的来说, 在孔隙率为 40% 时, 与基准前缘相比降噪能力并无明显差别, 但随着孔隙率增加, 降噪能力明显增强。

2.3　多孔前缘的降噪机理分析

在 Amiet 的前缘噪声模型[15-16] 中, 远场声压的 PSD 如下式所示:

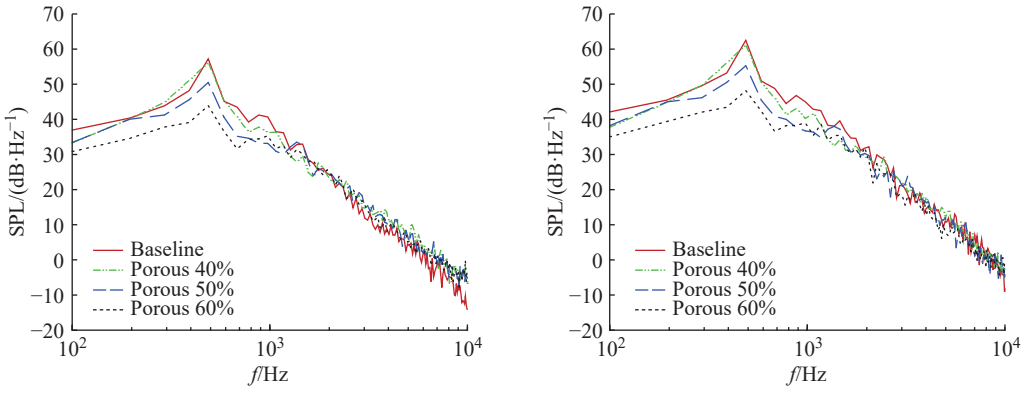
$$S_{\mathrm{pp}}(x,y,0,\omega)=\left(\frac{\omega y\rho_0 bM}{\sigma^2}\right)^2 d|\ell(x,K_x,0)|^2 l_z(\omega)S_{ww}(\omega) \tag{13}$$

其中, $\sigma=\sqrt{x^2+\beta^2(y^2+z^2)}$, $\beta=\sqrt{1-M^2}$, b 和 d 分别为 1/2 弦长和 1/2 展长; ℓ 为翼型表面压力的展向积分, K_x 为弦向的压力波数; $l_z(\omega)$ 是湍流的展向相干长度, $S_{ww}(\omega)$ 是垂直脉动速度的 PSD, 可以直接度量噪声源强。可以看出, 声压级与展向相干长度及声源强度成正比。

图 11 展示了各翼型表面的脉动压力的均方根。固体翼型的压力脉动主要集中于前缘处, 使用多孔介质后, 随着孔隙率增大, 前缘的压力脉动逐渐减小。但是在固体及多孔前缘的连接处附近出现新的较高的脉动压力。图 12 展示了在弦向不同位置的脉动压力系数, 多孔前缘的压力脉动都明显低于固体前缘, 这直接对应了主声源强度 $S_{\mathrm{ww}}(\omega)$ 的削弱, 是降噪的核心机制。但都在 30% 处即固体-多孔交界处附近出现一个峰值后逐渐降低并维持在较低水平。

为深入了解多孔前缘的降噪机制, 本研究参考 Zamponi 等[17-18] 的流场诊断方法, 对滞止线速度场进行量化分析, 在翼型中平面上, 在 $y=1\times10^{-4}$ m 处提取了流场数据。图 13 展示了固体和多孔翼型沿滞止线的归一化平均速度以及脉动速度 (U' 为脉动速度, U'_{ref} 为固体前缘 $x/r_{\mathrm{LE}}=-6$ 处的脉动速度), 可以观察到, 多孔介质孔隙率变化明显影响了前缘附近的流场, 在 $x/r_{\mathrm{LE}}<-1$ 时, 4 种翼型遵循着相似的趋势, 但是在 $x/r_{\mathrm{LE}}>-0.5$ 处, 固体翼型脉动速度突然增大, 而多孔翼型则都保持衰减趋势。原因在于固体翼型满足的“无穿透”边界: 来流的法向速度分量撞击前缘时, 被壁面强制转变为沿壁面的切向脉动, 进而产生强烈的非定常压力脉动并向外辐射噪声。而多孔可渗透边界允许流体穿透, 抑制了法向脉动的剧烈放大。

前文明确了多孔翼型抑制了脉动速度的突然增大, 但是这种抑制由哪个速度分量主导并不清楚。

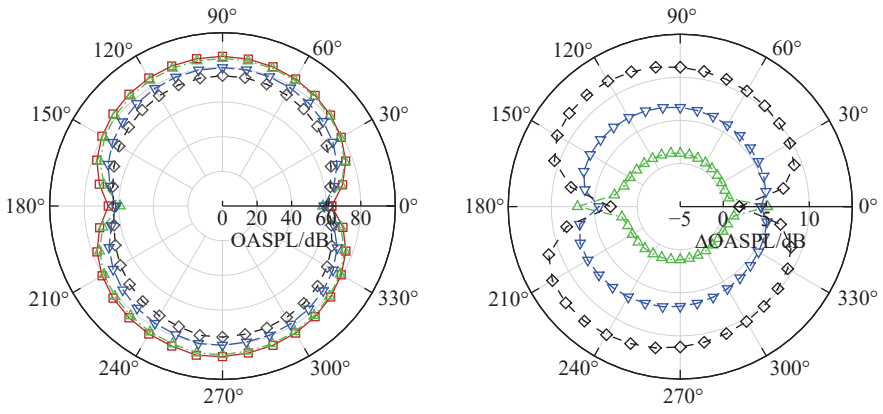


(a) SPL at θ=30° (b) SPL at θ=60°

(c) SPL at θ=90° (d) SPL at θ=120°

图 9 不同指向性角下的远场声压级对比

Fig. 9 Comparison of far-field sound pressure levels under different directivity angles



(a) OASPL (b) OASPL reduction

图 10 不同翼型的总声压级对比

Fig. 10 Comparison of total sound pressure levels for different airfoils

图 14 展示了滞止区的分别沿 x、y 方向的脉动速度 (u', v') 云图，多孔翼型允许流体穿透表面，导致内部出现明显的动量亏损，速度场更加缓和，减少了流场畸变的剧烈程度，降低了湍流结构与翼型相互作用的动能转换效率[19]。基准翼型使湍流动量从 u' 向 v' 转移，加剧上洗速度波动导致的噪声，而多孔前缘显著减弱了 v' 的放大现象，且对 u' 的抑制程度降低[20]。图 15 所示是不同翼型沿滞止线的脉动速度分量对比，表明在接近固体前缘 ($x/r_{LE} > -0.5$) 时，固体翼型的 v' 急剧上升，多孔翼型的 v' 上升趋势则被抑制，且孔隙率越高，抑制能力越强。

多孔材料通过提供可渗透的边界条件，有效吸收了来流湍流中垂直方向的脉动量，避免了该分量在固体前缘表面因“无穿透”条件而放大并被转换为强烈压力脉动的过程，从源头上削弱了噪声的产生。

通过在前缘上游不同流向位置 ($x/r_{LE} = -0.05$，

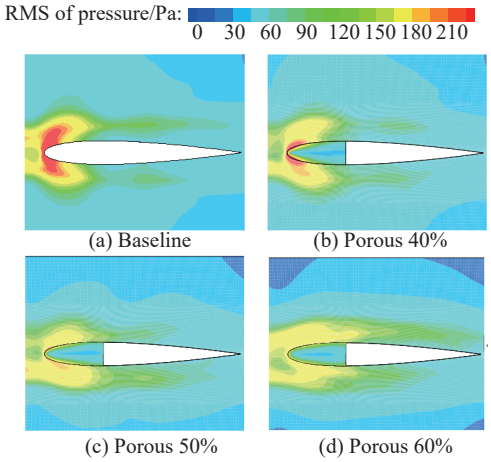


图 11　翼型表面的脉动压力对比

Fig. 11　Comparison of the fluctuating pressure on the airfoil surface

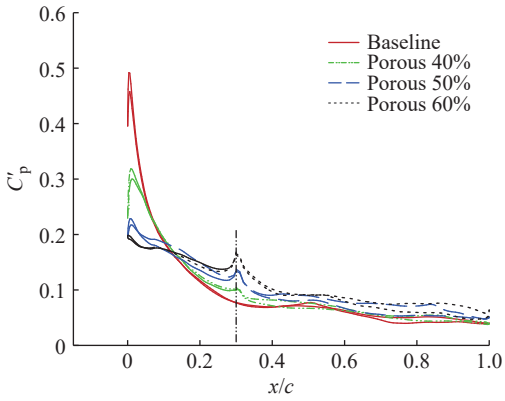
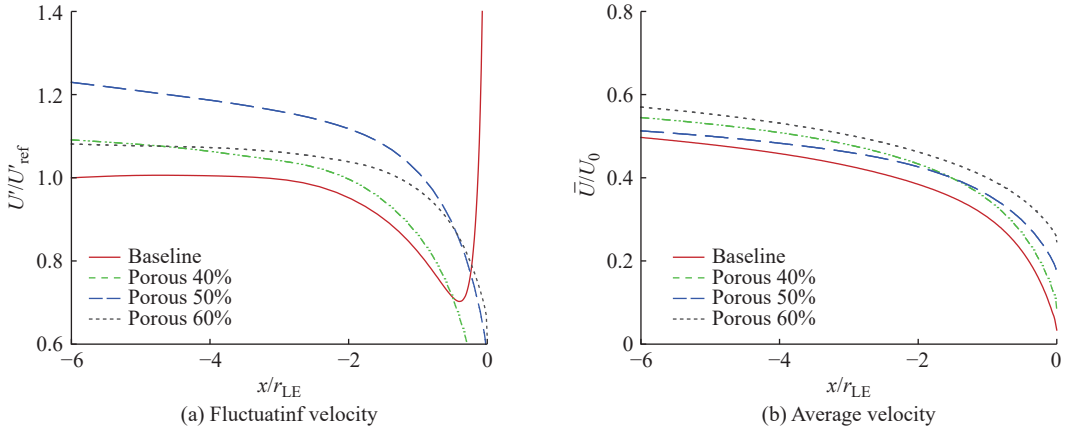


图 12　翼型弦向的脉动压力

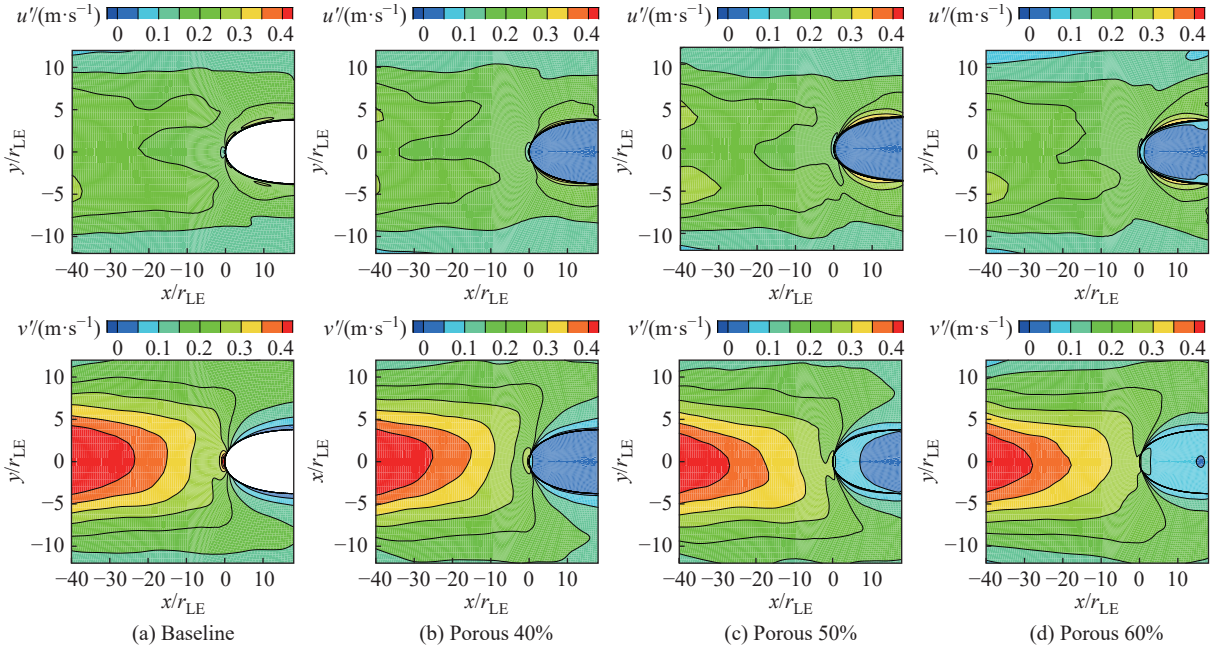
Fig. 12　Chordwise fluctuating pressure of the airfoils



(a) Fluctuatinf velocity　　(b) Average velocity

图 13　沿滞止线的平均速度和脉动速度对比

Fig. 13　Comparsion of average velocity profile and fluctuating velocity of airfoils along the stagnation streamline



(a) Baseline　(b) Porous 40%　(c) Porous 50%　(d) Porous 60%

图 14　不同翼型滞止区的脉动速度分量云图

Fig. 14　Contour plots of fluctuating velocity components in the stagnation region of different airfoils

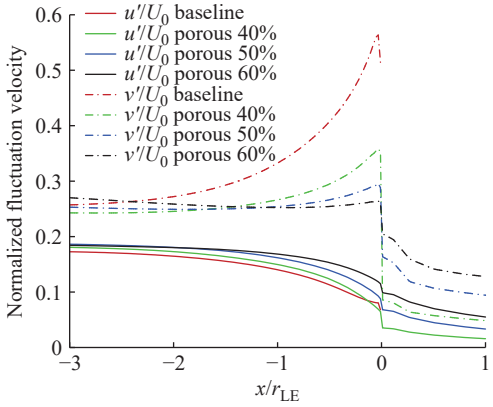


图 15 不同翼型沿滞止线的脉动速度分量对比

Fig. 15 Comparison of fluctuating velocity components along the stagnation line for different airfoils

−0.1，−0.5，−2，−5，−30) 设置若干点进行两点速度相干性分析，研究来流湍流结构在撞击不同前缘时的空间演化，展向相干谱的计算公式如下：

$$\gamma^2_{\mu'_i\mu'_j}(f,\Delta z)=\frac{|\phi_{\mu'_i\mu'_j}(f)^2|}{|\phi_{\mu'_i\mu'_i}(f)||\phi_{\mu'_j\mu'_j}(f)|} \tag{14}$$

其中，$\phi_{\mu'_i\mu'_j}(f)^2$ 是 i、j 两点的互功率谱，$\phi_{\mu'_i\mu'_i}(f)$、$\phi_{\mu'_j\mu'_j}(f)$ 分别是 i、j 两点的自功率谱，Δz 是两点间距。计算得到的前缘展向相干性谱如图 16 所示。在图 16(a~f) 中，湍流结构在远离固体前缘的地方 ($x/r_{LE}=-30$) 展向相干性对距离敏感性较高，但在逐渐接近固体前缘时，相干性对展向间距 Δz 的依赖逐渐消失，不同间距下的相干性非常接近。但在图 16(g~l)

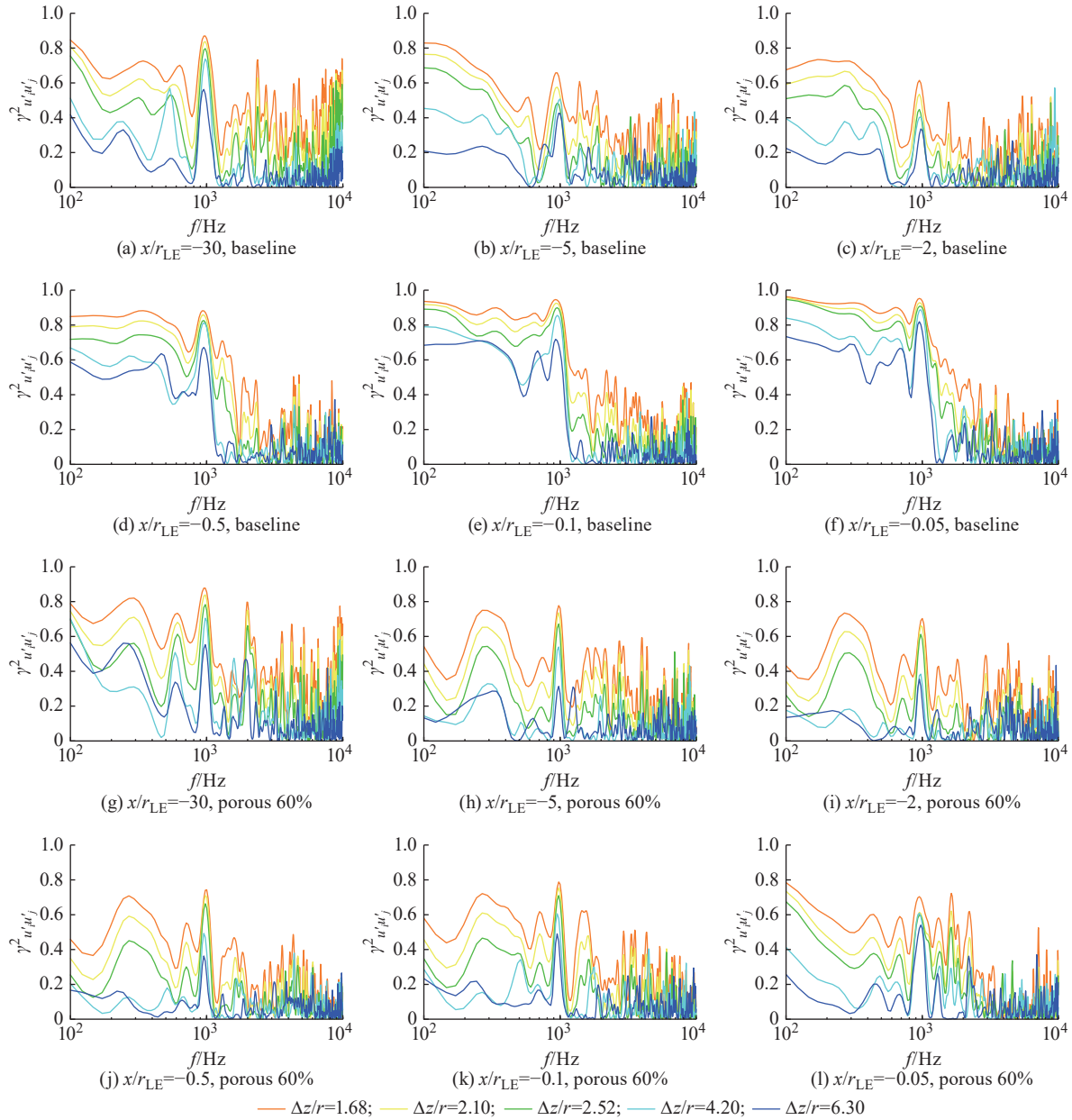
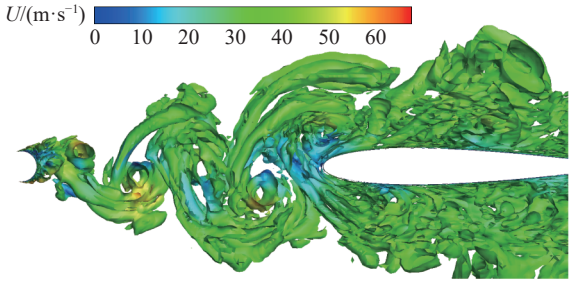


图 16 翼型滞止区的速度波动幅度平方相干性

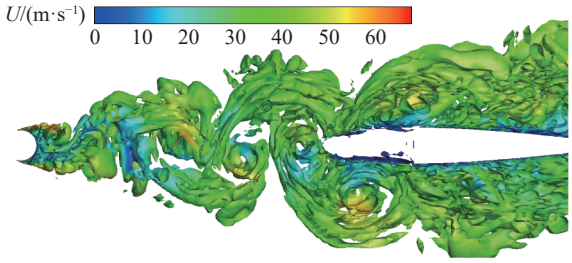
Fig. 16 Square coherence of velocity fluctuating amplitude in the stagnation region of the leading edge of the airfoil

中观察到, 多孔前缘相较于固体前缘的展向相干性整体较低, 在非常接近多孔前缘时, 仍然对不同间距表现出一定的敏感性。

图 17 是利用 Q 准则作为涡识别技术得到圆柱-翼型的瞬时速度云图, 湍流结构在固体前缘的阻塞效应下被拉伸, 变得更加二维化, 涡动能转化为声能。相比之下, 多孔前缘允许流体穿透前缘, 避免了湍流结构被完全阻塞以及剧烈变形, 更好地维持其三维特性。多孔前缘将大尺度涡流打散成小尺度的湍流结构, 降低了将湍动能转化为声能的效率, 从而实现了降噪。



(a) Baseline



(b) Porous 60%

图 17　基于 Q 准则的等值面和瞬时速度云图

Fig. 17　Equivalent surface and instantaneous velocity contour map based on Q criterion

3　结　论

(1) 多孔前缘能有效抑制中低频音调噪声, 且降噪效果随孔隙率增大而增强。然而, 降噪效益的获取以牺牲部分气动性能为代价, 多孔前缘会导致翼型尾流速度亏损加剧, 平均阻力显著增加, 但能有效抑制升力系数的波动。所有翼型的总声压级都呈现出明显的偶极子特征, 在 90°指向性角下, 40%、50%、60% 的多孔翼型噪声分别降低了 1.2、6.5、11.2 dB。

(2) 降噪与降低展向相干长度及声源强度相关, 多孔前缘的可渗透特性有效抑制了来流湍流撞击前缘时垂直速度分量 v' 的放大, 从源头上削弱了壁面压力脉动。多孔结构同时破坏了湍流结构的展向相干性, 使其难以形成高效辐射噪声的大尺度二维相干结构, 从而降低了声辐射效率

参考文献:

[1] LEE S. Reduction of blade-vortex interaction noise through porous leading edge[J]. AIAA Journal, 1994, 32(3): 480-488.

[2] SARRADJ E, GEYER T. Noise generation by porous airfoils[C]//Proceedings of the 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy: AIAA, 2007.

[3] GEYER T, SARRADJ E, GIESLER J, *et al*. Experimental assessment of the noise generated at the leading edge of porous airfoils using microphone array techniques[C]//Proceedings of the 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, OR: AIAA, 2011.

[4] OCKER C, CZWIELONG F, GEYER T F, *et al*. Permeable structures for leading edge noise reduction[C]//Proceedings of the AIAA Aviation 2021 Forum. [s. l.]: AIAA, 2021.

[5] OCKER C, GEYER T F, CZWIELONG F, *et al*. Permeable leading edges for airfoil and fan noise reduction in disturbed inflow[J]. AIAA Journal, 2021, 59(12): 4969-4986.

[6] BOWEN L, CELICK A, ZHOU B, *et al*. The effect of leading edge porosity on airfoil turbulence interaction noise[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2022, 152(3): 1437-1448.

[7] BOWEN L, CELICK A, WESTIN F M, *et al*. The role of porous structure on airfoil turbulence interaction noise reduction[J]. Physics of Fluids, 2024, 36: 025113.

[8] JACOB M C, BOUDET J, CASALINO D, *et al*. A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2005, 19: 171-196.

[9] HSU C T, CHENG P. Thermal dispersion in a porous medium[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1990, 33(8): 1587-1597.

[10] FFOWCS WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1969, 264(1151): 321-342.

[11] FARASSAT F. Derivation of formulations 1 and 1A of Farassat[R]. Hampton, Virginia, USA : NASA Langley Research Center, 2007.

[12] CELIK I B, CEHRELI Z N, YAVUZ I. Index of resolution quality for large eddy simulations[J]. Journal of Fluids Engineering: Transactions of the ASME, 2005, 127: 949-958.

[13] 欧玉琼, 刘琪麟, 赖焕新. 中低雷诺数可压缩冲击射流的

流动与传热特性 [J]. 华东理工大学学报 (自然科学版), 2025, 51(3): 419-427.

[14] CHEN W J, LEI H, XING Y D, *et al*. On the airfoil leading-edge noise reduction using poro-wavy leading edges[J]. Physics of Fluids, 2024, 36: 035158.

[15] CHEN W J, XIANG K S, WANG L F, *et al*. Extended aeroacoustic spanwise correlation method for the aerodynamic noise prediction of large-span objects[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022, 237(4): 660-671.

[16] AMIET R K. Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream[J]. Journal of Sound and Vibration, 1975, 41(4): 407-420.

[17] ZAMPONI R, SATCUNANATHAN S, MOREAU S, *et al*. On the role of turbulence distortion on leading-edge noise reduction by means of porosity[J]. Journal of Sound and Vibration, 2020, 485: 115561.

[18] ZAMPONI R, SATCUNANATHAN S, MOREAU S, *et al*. Effect of porosity on Curle's dipolar sources on an aerofoil in turbulent flow[J]. Journal of Sound and Vibration, 2023, 542: 117353.

[19] SATCUNANATHAN S, MEINKE M H, SCHRODER W. Prediction of noise mitigation by porous media based on a direct-hybrid CFD/CAA method[C]//25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Delft, The Netherlands: AIAA, 2019.

[20] GOLDSTEIN M E, ATASSI H. A complete second-order theory for the unsteady flow about an airfoil due to a periodic gust[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1976, 74(4): 741-765.

Aerodynamic Characteristics and Interaction Noise of Airfoil with Porous Leading Edges Based on the Rod-Airfoil Model

GUO Jinfeng, LAI Huanxin

(School of Mechanical and Power Engineering, East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China)

Abstract: To investigate the suppression effect of porous materials on turbulent interaction noise at the leading edge of airfoils and reveal the noise reduction mechanism, numerical simulations of the classic rod-airfoil (NACA0012) interaction noise model were conducted using Large Eddy Simulation (LES) combined with the FW-H acoustic analogy method. The numerical setup was validated by comparison with experimental data and grid sensitivity analysis. This study compared the flow field and sound field characteristics of a solid leading edge and porous leading edges with porosities of 40%, 50%, and 60%, respectively. The results showed that porous leading edges could effectively attenuate low- and mid-frequency single-tone noise, and the noise reduction performance improved as porosity increased. A maximum noise reduction of 11.2 dB was achieved, yet the average drag also rose correspondingly. Analyses of pressure fluctuations, velocity distributions within the stagnation region, and turbulent coherence were also performed. The results indicated that the porous medium suppressed the vertical velocity component of the incoming flow as the flow impinged on the leading edge; consequently, the pressure fluctuations were also suppressed. Furthermore, the porous structure disrupted the spanwise coherence of turbulent structures and weakened acoustic radiation efficiency.

Key words: large eddy simulation; aerodynamic noise; rod-airfoil; porous medium; noise reduction

（责任编辑：王晓丽）