

多孔介质对圆柱-翼型干涉噪声的影响

杨成浩¹, 冯和英¹, 彭叶辉², 保女子²

(1. 湖南科技大学 机械设备健康维护湖南省重点实验室, 湖南 湘潭 411201;

2. 湖南科技大学 数学与计算科学学院, 湖南 湘潭 411201)

摘 要: 采用 LES (large eddy simulation) + FW-H (Ffowcs Williams-Hawkins) 方程, 研究了圆柱表面使用不同 PPI (pore number per inch) 和厚度的多孔介质对圆柱尾迹及圆柱-翼型干涉噪声的影响, 探索了多孔介质的降噪规律和机理。结果表明: 多孔介质能稳定圆柱表面的剪切层, 抑制旋涡脱落, 从而削弱尾迹对下游翼型的影响, 圆柱单音噪声最大可降 79 dB, 翼型单音峰值降低 13.22 dB, 宽频噪声降低 20 dB; 多孔材料 PPI 的变化对降噪效果影响较小, 而厚度是影响流场模式、降噪效果及气动性能的一个关键参数; 多孔材料厚度合适时, 圆柱-翼型流场形态为“剪切层模式”, 可有效降低湍流干涉噪声; 多孔材料厚度较小时, 发现了一种流场形态, 即“剪切层-尾迹模式”, 导致翼型噪声增大; 合适的多孔介质厚度不仅降噪效果显著, 对圆柱-翼型的气动性能也有改善作用。

关 键 词: 多孔介质; 圆柱-翼型; 湍流干涉噪声; 尾迹; 流态; 气动性能

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effects of porous media on rod-airfoil interaction noise

YANG Chenghao¹, FENG Heying¹, PENG Yehui², BAO Nüzi²

(1. Hunan Provincial Key Laboratory of Health Maintenance for Mechanical Equipment,

Hunan University of Science and Technology, Xiangtan Hunan 411201, China;

2. School of Mathematics and Computational Science,

Hunan University of Science and Technology, Xiangtan Hunan 411201, China)

Abstract: Using LES (large eddy simulation) and FW-H (Ffowcs Williams-Hawkins) equation, the influences of porous media with different PPI (pore number per inch) and thicknesses on the cylindrical wake and rod-airfoil interaction noise were studied, and the noise reduction law and mechanism of porous media were explored. The results showed that the porous media can stabilize the shear layer on the surface of the cylinder, inhibit the vortex shedding, and weaken the impact of wake on the downstream airfoil. The maximum tonal noise of the rod can be reduced by 79 dB, the peak value of the tonal noise of the airfoil can be reduced by 13.22 dB, and the broadband noise can be reduced by 20 dB. The change of porous material PPI had little effect on the noise reduction effect, while the thickness served as a key parameter affecting the flow field mode, noise reduction effect and aerodynamic performance. When the thickness of the porous material was appropriate, the flow field of the rod-airfoil was of “shear layer mode”, which

收稿日期: 2021-05-31

基金项目: 国家自然科学基金(51875194); 湖南省自然科学基金(2020JJ4306); 湖南省教育厅优秀青年基金(20B226)

作者简介: 杨成浩(1996—), 男, 硕士生, 主要从事气动声学方面的研究。

通信作者: 冯和英(1983—), 女, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学方面的研究。E-mail: fengheyings@hnust.edu.cn

引用格式: 杨成浩, 冯和英, 彭叶辉, 等. 多孔介质对圆柱-翼型干涉噪声的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1528-1538. YANG Chenghao, FENG Heying, PENG Yehui, et al. Effects of porous media on rod-airfoil interaction noise[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1528-1538.

can effectively reduce the turbulent interaction noise. When the thickness of the porous material was small, a flow field form “shear layer-wake mode” was found, which caused the increase of airfoil noise. The appropriate thickness of porous media can not only reduce noise significantly, but also improve the aerodynamic performance of rod-airfoil.

Key words: porous media; rod-airfoil; turbulence interaction noise; wake; flow form; aerodynamic performance

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/直升机桨-涡干涉噪声、风机叶片噪声等,对其降噪手段和降噪机理的研究具有重要的工程意义^[1]。圆柱-翼型作为研究尾迹-叶片干涉噪声问题的简化模型,一直被应用于降噪方法的探索研究^[2]。

当来流湍流度较高时,叶片前缘会产生强烈的湍流干涉噪声,包括单音噪声和宽频噪声。湍流干涉噪声控制关键在于抑制尾迹旋涡或降低叶片前缘的非定常压力脉动。控制方法根据是否注入能量可分为主动控制和被动控制^[3]。被动控制方法简单、有效、经济性高,因而应用较广,如仿生前缘锯齿叶片^[4]、梳状^[5]和波浪结构叶片^[6]、小肋结构圆柱^[7-8]、叶片或圆柱穿孔^[9]或覆盖多孔介质^[10]等。由于多孔介质具有减阻降噪效果明显,易于加工,不会改变结构强度等优点^[11],在降低噪声方面表现出了较好的潜力,得到了研究者的广泛关注。

国内外学者对多孔介质的降噪效果及降噪机理开展了大量研究。魏峥等^[12]通过热线、烟线和PIV (particle image velocimetry) 对覆盖多孔介质涂层的圆柱尾迹变化情况进行了测量和分析,研究表明,多孔介质涂层使得圆柱尾部流场速度明显降低,大尺度脱落涡被抑制,从而降低了尾迹区的速度脉动和雷诺应力。陈羽等^[13]实验研究了在圆柱分离区采用多孔介质时气动噪声的变化规律,研究发现仅在圆柱分离区采用多孔介质,最大降噪量可达18.8 dB。Hu等^[14]通过二维LES结合FW-H方程研究了多孔材料的厚度和覆盖位置对圆柱的气动特性和降噪规律的影响,并探索了多孔介质的流动控制机理,研究发现多孔介质能增加圆柱升力的模态能量,降低与阻力相关的模态能量,并提高流场的稳定性,从而降低流致噪声。Liu等^[15]通过二维URANS (unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes) 结合FW-H方程研究了圆柱表面覆盖多孔介质时的噪声特性,研究

发现高孔隙率的多孔介质材料具有显著的降噪效果。涡脱落频率的降低和圆柱附近流场的稳定是噪声降低的主要原因。Zhang等^[16]研究了非均匀多孔涂层对圆柱的噪声控制效果,结果表明,在分离区采用高孔隙率材料更有利于降低气动阻力和噪声。宁方立等^[17]研究 $Ma=0.85$ 时空腔壁板采用多孔介质对空腔噪声的影响,研究发现在空腔底板使用多孔材料涂层降噪效果最明显,总声压级降低约3 dB。

为降低湍流干涉噪声,Li等^[18]针对圆柱-翼型模型,在圆柱背风侧采用吹吸气的控制方法,通过吹散圆柱尾迹中的旋涡来降低干涉噪声,最终可降低噪声10 dB左右。Abbasi^[19]也进行了类似的研究,利用URANS+FW-H方程研究了圆柱背风侧和翼型前缘同时吹吸气对湍流干涉噪声的影响,研究结果发现可最大降低噪声70%。Hutcheson等^[8]以串列双圆柱为研究对象,通过在上游圆柱表面采用小肋凸起结构,破碎了圆柱尾迹中大尺度的旋涡,降低了尾迹对下游圆柱的干涉效应,从而抑制了湍流干涉噪声。由此可以得出:改善上游尾迹可有效降低下游叶片所受到的干涉效应,从而降低湍流干涉噪声。

目前,关于多孔介质的研究主要集中于二维单圆柱的减阻降噪方面,通过多孔介质改善上游尾迹,从而降低下游湍流-叶片干涉噪声的研究还鲜有报道,其降噪规律和机理还需深入研究。基于此,本文采用三维LES结合FW-H方程对圆柱表面覆盖多孔介质的圆柱-翼型模型的噪声特性开展了相关研究,分析了多孔介质对圆柱尾迹的影响及其降噪机理,研究了多孔介质的PPI (pore number per inch,量符号记为 N_{PPI}) 及厚度对干涉噪声的影响,揭示了其降噪规律。

1 物理模型与数值计算方法

1.1 物理模型

物理模型为圆柱-翼型干涉模型,以里昂中央理工大学Jacob等^[20]的风洞实验模型作为参考。

表 1 多孔介质模型
Table 1 Porous media models

模型	ϵ	圆柱直径/mm	N_{PPI}	h/mm
1		10		
2	0.93	10	10	5
3	0.93	10	15	5
4	0.93	10	20	5
5	0.93	10	25	5
6	0.93	10	20	2.5
7	0.93	10	20	7.5
8	0.93	5	20	2.5

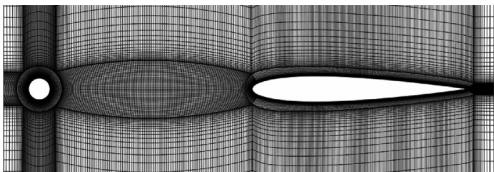


图 2 圆柱-翼型网格
Fig.2 Grid of rod-airfoil configuration

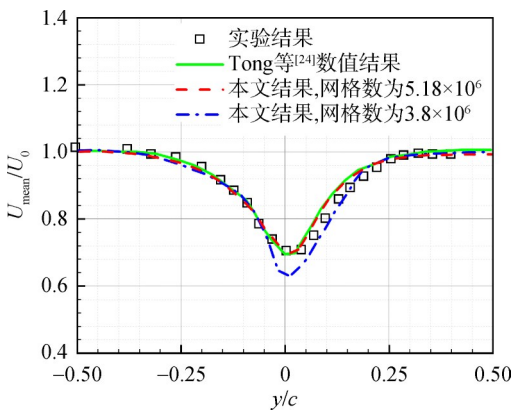


图 3 网格无关性验证
Fig.3 Grid independence verification

根据翼型弦长的横坐标无量纲参数,从对比结果可以看出数值计算结果误差在可以接受的范围之内,可以保证计算结果更加接近实验结果,因此对于模型 1,网格数为 5.18×10^6 时可以认为已经满足本文计算要求。

模型 1~模型 5 采用同一套网格进行计算,模型 1 与模型 2~模型 5 的区别在于是否开启多孔介质模型,故模型 2~模型 5 的网格数也为 5.18×10^6 。对模型 6~模型 8 重新划分网格,进行网格敏感性分析后,网格数分别定为 5.10×10^6 , 5.32×10^6 和 5.50×10^6 。

通过与 Jacob 的实验结果对比来验证本文的

数值方法。由于实验模型展向高度为 $30d$,而本文为 $2d$,此处 d 为圆柱直径。因此为了进行远场噪声结果对比,需对数值结果进行声学展向修正,本文采用了 Perot 等^[25]基于指数函数提出的声场展向修正方法。

$$\begin{aligned} [S_{pp}(f)]_{\text{exp}} = & [S_{pp}(f)]_{\text{sim}} + \\ & 10 \lg \frac{\arctan\left(\frac{L_{\text{exp}}}{R}\right) - \arctan\left(\frac{L_{\text{sim}}}{R}\right)}{\arctan\left(\frac{L_{\text{sim}}}{R}\right)} \end{aligned} \quad (5)$$

式中 $[S_{pp}(f)]_{\text{exp}}$ 为修正后的结果, $[S_{pp}(f)]_{\text{sim}}$ 为仿真计算的结果, L_{exp} 为实验的展向高度, L_{sim} 为仿真模型的展向高度, R 为声源到接收点的距离。 $L_{\text{exp}} = 30d = 0.3 \text{ m}$, $L_{\text{sim}} = 2d = 0.02 \text{ m}$, $R = 1.85 \text{ m}$, 经过计算可以得到修正量为 11.42 dB。

图 4 和图 5 分别对比了翼型吸力面监测点 P1 和 P2 处流向速度的功率谱密度(power spectral density, PSD, 量符号记为 D_{sp}) 结果, St 为斯特劳哈尔数,图 6 为声压级(SPL, 量符号记为 L_{sp}) 的数值结果和实验结果对比。

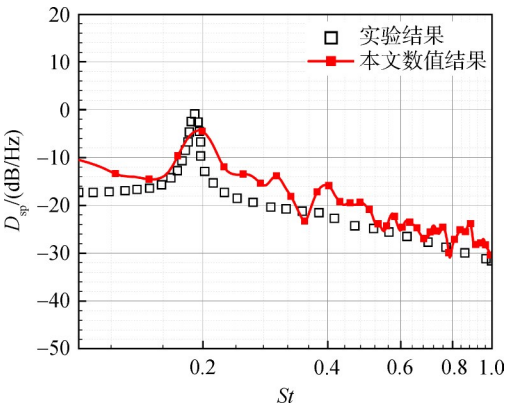


图 4 P1处流向速度功率谱密度

Fig.4 Power spectral density of streamwise velocity at P1

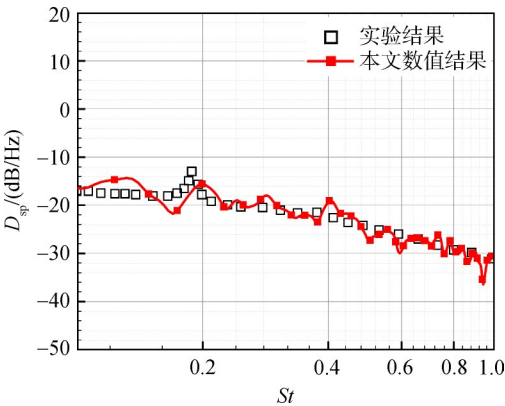


图 5 P2处流向速度功率谱密度

Fig.5 Power spectral density of streamwise velocity at P2

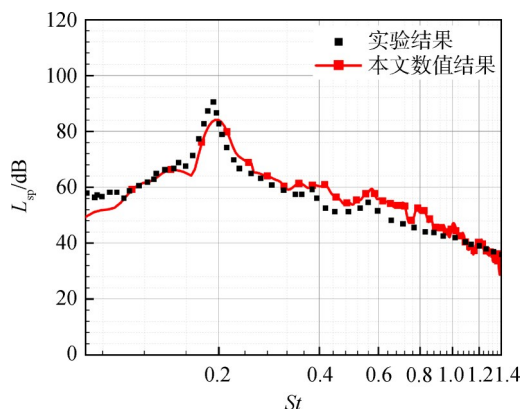


图6 声压级频谱

Fig.6 Sound pressure level spectrum

从图4和图5可以看出,在P1处,速度脉动频谱在斯特劳哈尔数为0.2附近有明显峰值,随着监测点远离叶片,P2处峰值已经显著降低;同时数值模拟可以准确捕捉到速度脉动频谱的特征,与实验结果吻合较好。从图6中可以看出,噪声的数值结果也具有较高的精度,与实验结果吻合较好,证实了本文所选的流场和声场计算方法适合于圆柱-翼型湍流干涉问题的研究。

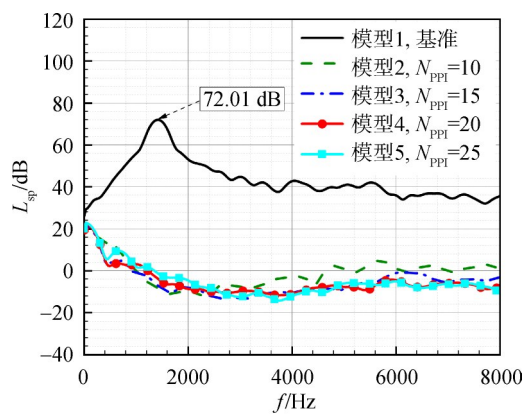
2 计算结果

2.1 PPI的影响

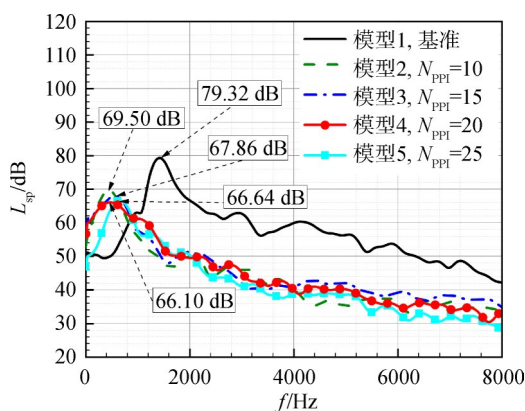
图7(a)和图7(b)分别描述了不同PPI多孔介质涂层下圆柱和翼型的声压级频谱结果,图中 f 为噪声频率。从图7(a)可以看出:①较于基准模型1,圆柱表面涂有多孔介质的模型能完全消除圆柱单音噪声,降噪效果显著,最大降噪量为79 dB;②不同的PPI对应的降噪效果略有差别,总体上降噪量随PPI的增加而增大,但当PPI由20增加到25时,降噪量不再增加,甚至在某些频段还略有下降;图7(b)所示的多孔介质涂层对下游翼型声压级频谱的影响规律与圆柱类似,区别在于:圆柱表面的多孔介质涂层使得下游翼型单音峰值频率由1400 Hz降低到460 Hz左右,这意味着涡脱落频率的降低。且峰值噪声最大只降13.22 dB,宽频噪声降低约20 dB。

图8为各模型圆柱驻点90°方向的平均速度曲线。从图中可以看出,多孔介质涂层使得圆柱表面的边界层厚度从0.5 d 左右增至1.2 d ,这将极大地降低逆压梯度,有利于稳定剪切层。同时,在多孔介质-流体界面处存在滑移速度,由文献[26-27]可知,滑移速度会削弱圆柱表面 Kelvin-Helmholtz(K-H)不稳定性,具有稳定剪切层、抑

制涡脱落、改善尾迹的作用。而且,多孔介质-流体界面处的平均速度随着PPI的增大而增大,即圆柱表面覆盖的多孔介质对尾迹的改善作用会随着PPI的增加而增大,Li等^[28]的研究也得到了类似的结论。



(a) 圆柱声压级频谱



(b) 翼型声压级频谱

图7 不同PPI的圆柱-翼型声压级频谱

Fig.7 SPL spectrum of rod-airfoil with different PPI

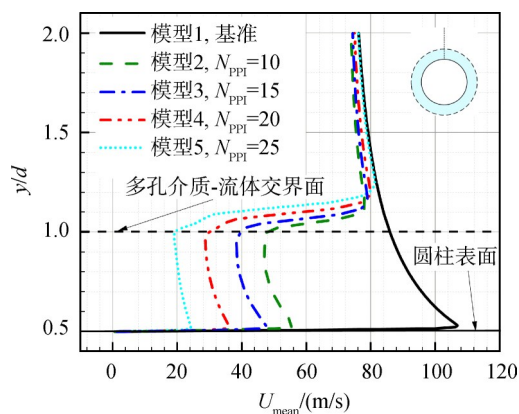


图8 圆柱驻点90°方向平均速度

Fig.8 Mean streamwise velocity at 90° of cylinder stagnation point

由图 7 和图 8 可知,圆柱表面覆盖多孔介质涂层能显著改善圆柱尾迹,降低圆柱-翼型干涉噪声,且 PPI 为 20 的多孔介质涂层降噪效果最佳。因此后续研究仅针对 PPI 为 20 的模型 4、6、7、8 及基准模型 1 展开,详细分析多孔介质涂层厚度对降噪效果及气动性能的影响。

2.2 厚度的影响

图 9(a)和图 9(b)分别为不同厚度多孔介质涂层下圆柱和翼型的声压级频谱结果。模型 1~模型 7 中圆柱直径 $d=10\text{ mm}$,而模型 8 中圆柱直径 $d=5\text{ mm}$,进行了单独标注。由图可知,圆柱和翼型表面声压级对多孔介质涂层厚度的变化较为敏感。相较于基准模型 1,多孔介质涂层厚度为 2.5 mm 的模型 6 能降低圆柱单音噪声峰值 17.47 dB,但会增大翼型单音峰值 2.02 dB,合成直径为 10 mm 的模型 8 能降低圆柱单音噪声 56.01 dB,也会增大翼型单音噪声 2.25 dB。5 mm 和 7.5 mm 厚度的模型 4 和模型 7 则能显著降低圆

柱和翼型的单音噪声。尤其是模型 4,能降低圆柱单音峰值约 75 dB,降低翼型单音峰值 13.22 dB,降低宽频噪声 20 dB。而且,2 000 Hz 之后,厚度为 5 mm 的模型 4 的宽频噪声比厚度为 7.5 mm 的模型 7 低了 5~10 dB。因此,圆柱直径的变化对噪声特性影响不大,多孔介质厚度对降噪效果的影响占据主导地位,且存在一个降噪效果最好的最佳厚度。

图 10(a)和图 10(b)分别为不同厚度多孔介质涂层下圆柱和翼型的总声压级(OASPL,量符号记为 $L_{\text{sp,oa}}$)指向性分布(噪声监测点位于半径为 1.85 m 的圆周上),计算总声压级所用频率范围为 0~8 000 Hz。由图 10 可知:涂层厚度为 2.5 mm 的模型 6,虽然能降低圆柱总声压级约 17 dB,但会增大翼型总声压级 2.3~5.6 dB,合成直径 10

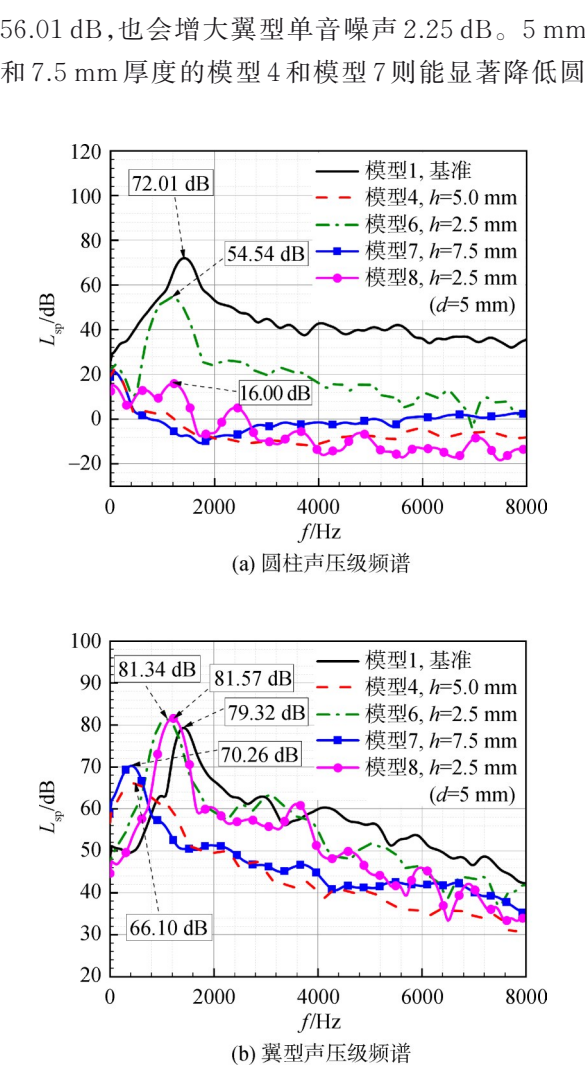


图 9 不同多孔厚度的圆柱-翼型声压级频谱
Fig.9 SPL spectrum of rod-airfoil with different porous layer thicknesses

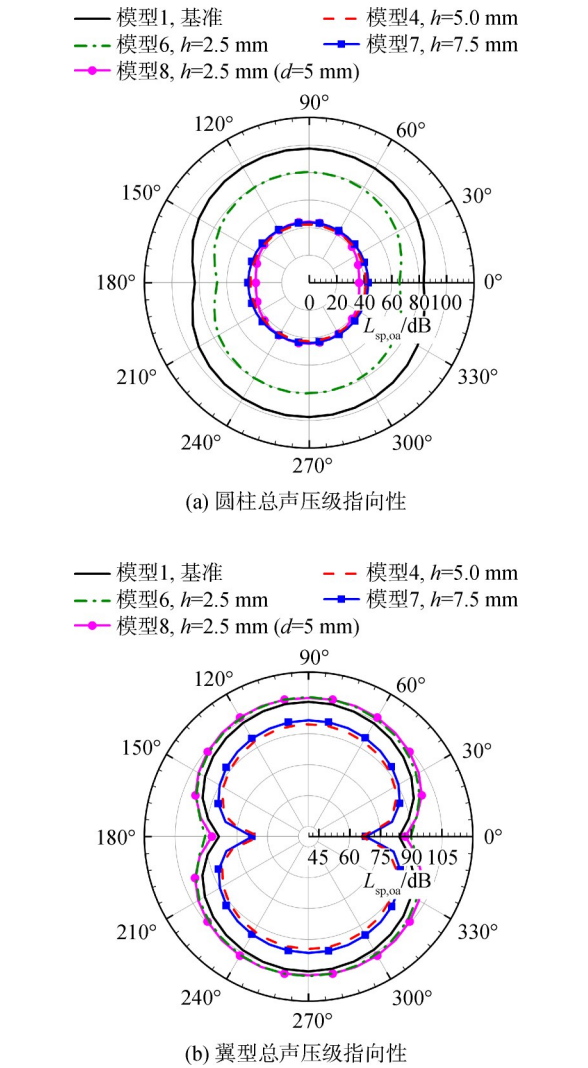


图 10 不同多孔厚度的圆柱-翼型总声压级指向性
Fig.10 Directivity of overall sound pressure level of rod-airfoil with different porous layer thicknesses

mm 的模型 8 中圆柱总声压级降低约 40 dB, 主要是由于圆柱直径减小和多孔介质涂层的共同作用, 而翼型的总声压级增大约 2~5 dB。值得注意的是模型 6 和 8 在 1 000 Hz 以上噪声均小于模型 1, 但其总声压级结果却大于模型 1, 可能是 1 000 Hz 以下频率段的噪声起主导作用; 厚度为 5 mm 和 7.5 mm 的模型 4 和模型 7 都能显著降低圆柱和翼型的总声压级, 而模型 4 的降噪效果略占优势, 能降低圆柱总声压级约 40 dB, 降低翼型总声压级 9.02~11.4 dB。因此, 厚度为 5 mm 的模型 4 降噪效果最佳, 与图 9 的结论类似。

2.3 降噪机理分析

图 11 为不同厚度多孔介质涂层下圆柱-翼型在展向 50% 截面的平均速度云图。从图中可以看出, 基准模型 1 圆柱尾部存在一个较小的低速区。而圆柱表面覆盖多孔介质后, 尾迹平均速度明显降低, 尤其是厚度为 5 mm 的模型 4 和 7.5 mm 的模型 7, 不仅显著降低了尾迹平均速度, 且能使低速区的影响范围扩大数倍并延续到翼型尾缘, 文献[16, 29]在覆盖多孔介质的单圆柱研究上

也得到了类似的结果, 同时可以看到合成直径为 10 mm 的模型 8 与基准模型 1 的尾迹平均速度流场特性相差较大, 表现出了明显的多孔介质尾迹流场特性。

图 12 为 $t=0.05$ s 时模型 1、模型 4、模型 6、模型 7 在展向 50% 截面处瞬时展向涡量云图。由图可知: ①基准模型 1 的圆柱和翼型之间存在明显的卡门涡街, 圆柱尾迹不停地摆动, 产生的大尺度涡和小尺度涡不断冲击翼型前缘, 从而产生湍流干涉噪声, 此时的流动形态为“尾迹模态”; ②由图 8 可知, 多孔介质能提高多孔-流体交界面的滑移速度, 使得剪切层不从圆柱上脱落, 而是随着流动向下游运动。图 12(b) 和图 12(d) 清楚地展示了该现象, 剪切层一直向下游延续到翼型中部才脱落为小涡结构, 然后又再附于翼型表面, 此时的流态为“剪切层模态”; ③图 12(b) 和图 12(d) 所示的“剪切层模态”下, 由于尾迹区不存在涡脱落现象, 圆柱的峰值单音噪声被彻底抑制, 又因尾迹与翼型前缘的相互作用减弱, 下游翼型的噪声也能被控制。Jiang 等^[30]的研究也得到了类似结论, 他们将图 12(a) 所示流态称为“卡门涡街脱落模态”, 图 12(b) 和图 12(d) 所示流态则为“卡门涡街抑制模态”。“卡门涡街抑制模态”下, 气动噪声显著降低。文献[16, 31-32]通过数值计算和实验也发现了类似的涡量场结果。

图 12(c) 和图 12(e) 所示流态既不同于图 12(b) 和图 12(d) 的“剪切层模态”, 也不像图 12(a) 的“尾迹模态”, 它是介于两者之间的第 3 种模态, 称之为“剪切层-尾迹模态”, 此模态下湍流干涉噪声会显著增加。这是因为: 尾迹先以剪切层的形态流动, 由于剪切层不够稳定, 剪切层脱落为大尺度涡旋, 冲击到翼型前缘产生强烈的湍流干涉噪声。同时, 大尺度涡与翼型相互作用, 并继续流到翼型尾缘, 因此, 多孔介质涂层厚度为 2.5 mm 的模型 6 和模型 8 的翼型噪声比基准模型 1 还大, 再次证明了覆盖多孔介质即使会增大圆柱直径, 但多孔介质涂层才是尾迹流场特性变化的根本原因。

图 13 为 4 个模型流向方向距圆柱中心 $2d$ 处 (展向 50% 截面) 的湍流强度分布。由图可知, 模型 4 和模型 7 都能使圆柱尾迹的湍流强度降低约 99.66%。而采用 2.5 mm 厚度多孔介质涂层的模型 6 以及模型 8, 其圆柱尾迹的湍流强度反而增大了约 693.6% 和 192.6%, 因此, 模型 6、模型 8 不但

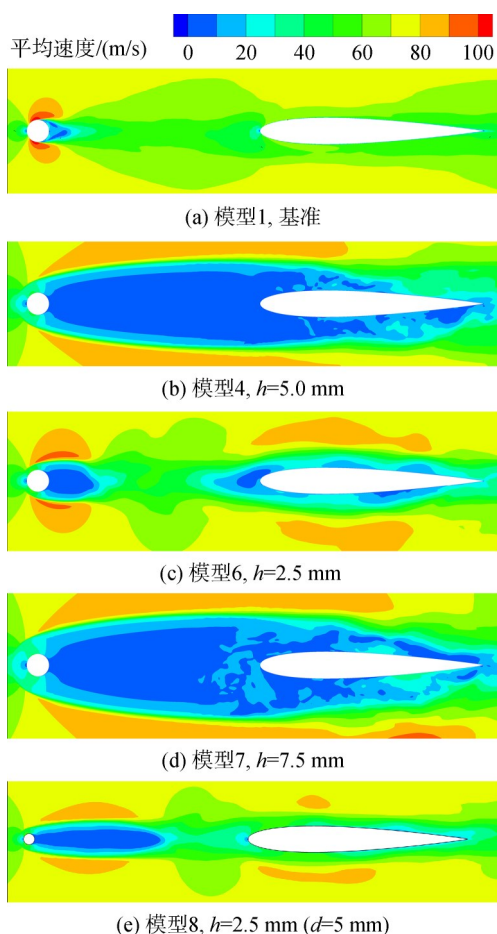


图 11 平均速度云图

Fig.11 Mean velocity contour

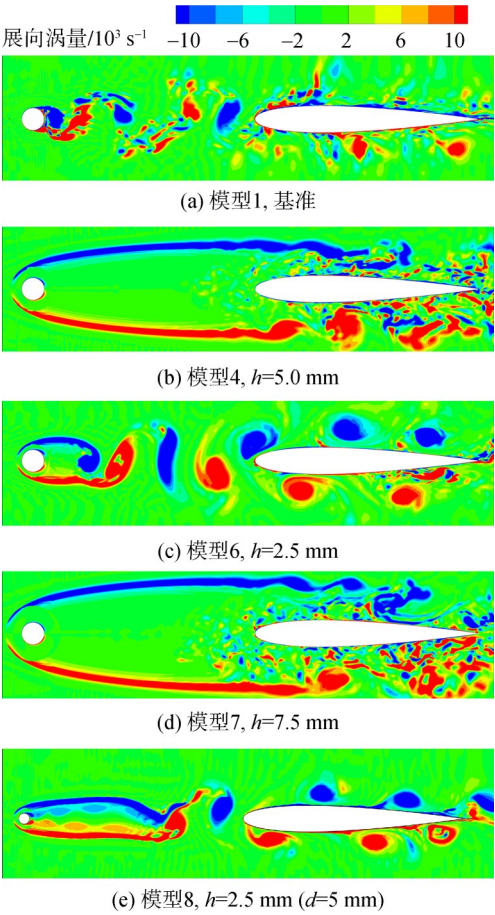


图 12 展向涡量云图

Fig.12 Spanwise vorticity contour

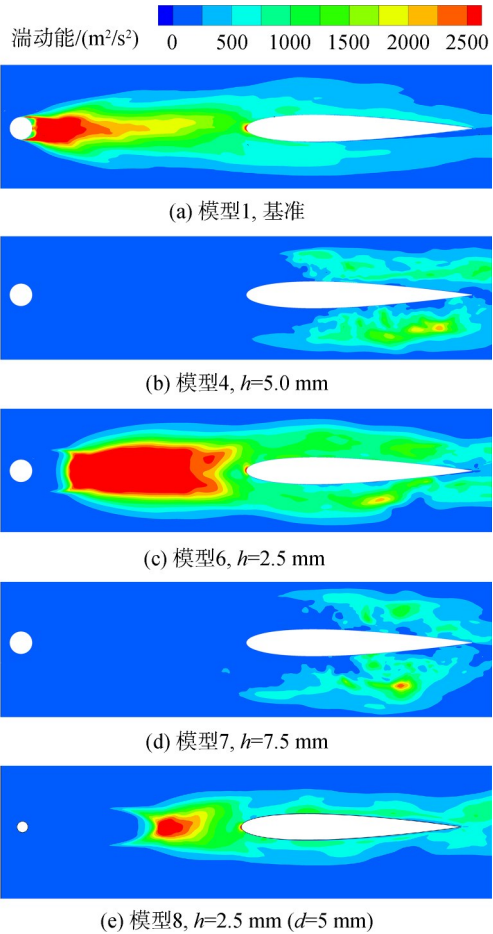


图 14 湍动能云图

Fig.14 Turbulence kinetic energy contour

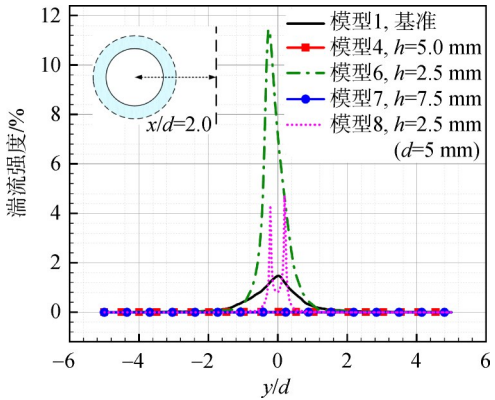


图 13 $x/d=2.0$ 处湍流强度分布

Fig.13 Turbulence intensity distribution at $x/d=2.0$

无法有效降噪,其翼型噪声反而比基准模型的翼型噪声高出许多。

图 14 给出了 $t=0.05$ s 时 4 个模型在展向 50% 截面处的湍动能云图。结合图 14 和图 12 可知,湍动能的分布与流态及涡脱落状态密切相关。如,基准模型 1 所对应的“剪切层模态”下,其湍动能主要集中于发生涡脱落的圆柱背风区;模型 6

和模型 8 所对应的“剪切层-尾迹模态”下,湍动能最大的区域也始于剪切层转变为涡脱落处;模型 4 和模型 7 所对应的“尾迹模态”下,由于形成了稳定的剪切层,上下剪切层并未在圆柱和翼型之间的区域发生相互作用,因此湍动能较小。而当剪切层流到翼型中部产生涡脱落时,湍动能开始增加,但由于此时的剪切层已是强弩之末,其涡脱落的强度不足以引起较大的湍动能,因而模型 4 和模型 7 产生的湍流干涉噪声远小于模型 1、模型 6 和模型 8。

图 15 给出了 $t=0.05$ s 时 4 个模型以平均速度着色的三维涡核等值面图(Q-criterion),Q 值表示速度梯度张量的第二不变量。。三维涡核图更清晰地展示了各模型所对应的流态及涡结构的变化。从图 15(a)可以观察到,基准模型上游圆柱背风侧的自由剪切层在 Kelvin-Helmholtz(K-H)不稳定性的影响下,由展向涡发展成发卡涡及流向涡,冲击到下游翼型前缘产生了强烈的干涉噪声;从图 15(b)和图 15(d)可以看出,圆柱表面覆

盖较厚多孔材料后,圆柱两侧形成了稳定的剪切层,使涡脱落位置延后至接近翼型前缘才形成规律的二维形态涡街,最终以三维小涡再附于翼型表面。翼型前缘没有产生大尺度的流向涡,而是一些相互缠绕的小尺度螺旋涡结构,因此,模型4和模型7具有较好的降噪效果,而且模型4翼型前缘相互缠绕的小尺度螺旋涡结构少于模型7,因而降噪效果也略占优势;

图15(c)和图15(e)的模型6、模型8,由于圆柱表面覆盖的多孔介质较薄,流态为“剪切层-尾迹模态”,圆柱两侧的剪切层不稳定,输运一段距离后就出现了卡门涡街,但尾迹区是以大尺度的

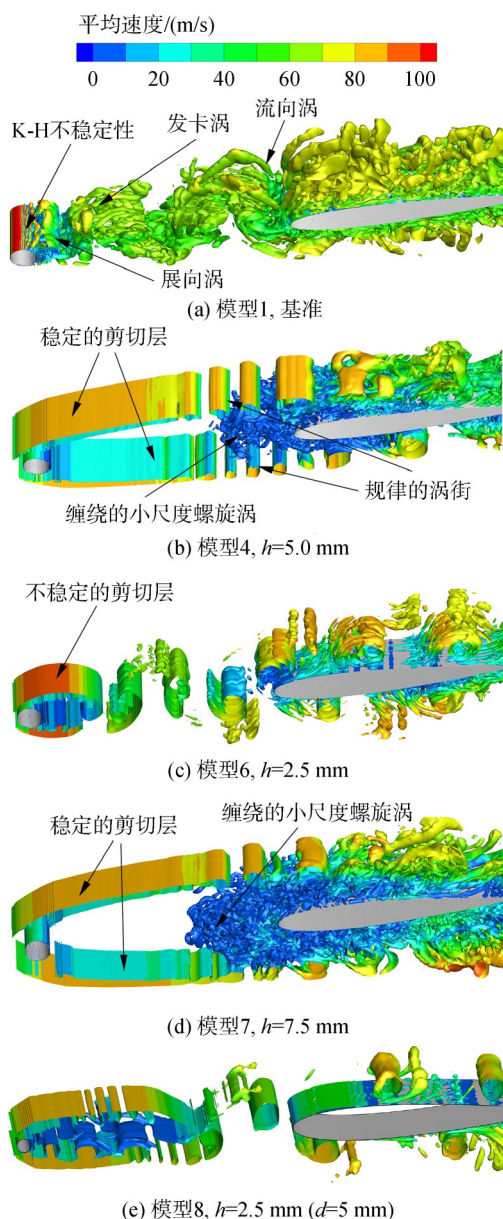


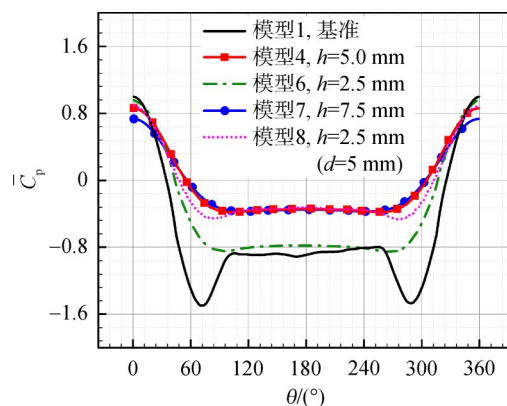
图15 Q准则涡核等值面($Q = 1 \times 10^6 \text{ s}^{-2}$)

Fig.15 Iso-surface of vortex structure based Q-criterion ($Q = 1 \times 10^6 \text{ s}^{-2}$)

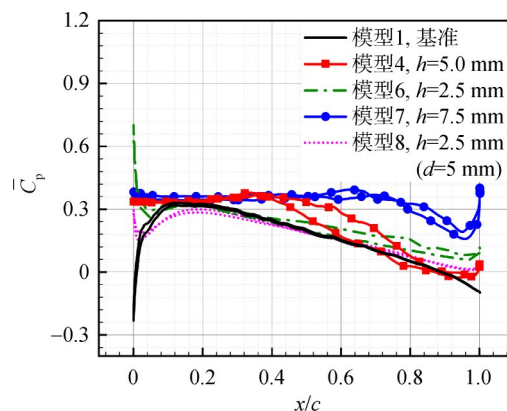
二维展向涡为主。这些大尺度脱落涡冲击到翼型前缘时,二维展向涡开始破碎成三维涡,并在翼型表面发生再附-分离现象,这使得模型6和模型8的翼型噪声大于模型4和模型7,单音峰值甚至大于模型1。同时,也再次证明了圆柱表面覆盖多孔介质,尾迹特性的改变是由于多孔介质涂层,而非圆柱直径的改变。

2.4 气动性能分析

图16为4个模型的圆柱及翼型表面平均压力系数 $\bar{C}_p$ 分布曲线。图16(a)显示,相比于基准模型,模型6迎风侧($0^\circ \sim 90^\circ$ 和 $270^\circ \sim 360^\circ$)的压力增大,而背风侧($90^\circ \sim 270^\circ$)压力基本不变,因而圆柱前后的压差增大,圆柱阻力增大;模型4、模型7和模型8都能完全消除基准模型圆柱前后的对称峰值,增大圆柱背风侧压力,从而降低圆柱前后的压差,减小圆柱阻力,与文献[14-16]得到的结论类似。从图16(b)可知,相比于模型1、模型6翼型前缘的低压区以及模型4和模型7翼型前缘压力系数的下降,都能有效降低翼型阻力。



(a) 圆柱表面平均压力系数



(b) 翼型表面平均压力系数

图16 圆柱-翼型表面平均压力系数

Fig.16 Surface mean pressure coefficient of rod-airfoil

表 2 列出了 4 个模型的圆柱(下标 rod)和翼型(下标 airfoil)的气动特性参数,其中 $\bar{C}_D$ 为平均阻力系数, C'_L 、 C'_D 分别为升力、阻力系数波动方均根值,下标 L 、 D 分别表示升力、阻力。从表中可知:①对于圆柱而言,表面覆盖多孔介质厚度为 5 mm 和 7.5 mm 时可降低阻力 19.4%~20.4%,多孔介质厚度为 2.5 mm 时,模型 6 圆柱阻力增大 7.1%,模型 8 圆柱阻力有所降低;②对于翼型而言,4 种不同多孔介质模型下的翼型阻力都得到了降低,其中模型 4、模型 6 减阻约 757%,模型 8 减阻约 333%,模型 7 减阻幅值相对较小;③升阻力系数波动方均根方面,相较于基准模型,模型 6 和模型 8 翼型的 C'_L 和 C'_D 均增大,其他模型翼型的 C'_L 和 C'_D 都得到了抑制。结合图 15 和表 2 可知,圆柱表面覆盖较厚多孔介质的模型 4 和模型 7 可在降低噪声的同时改善圆柱和翼型气动性能,综合考虑气动、声学性能和工程实际应用,多孔介质厚度为 5 mm 的模型 4 性能更佳。而多孔介质厚度较薄的模型 6,不仅会增大翼型噪声,也会恶化圆柱气动性能。

表 2 不同多孔厚度的圆柱-翼型气动特性比较
Table 2 Comparison of aerodynamic characteristics of rod-airfoil with different porous layer thicknesses

模型	$\bar{C}_{D,rod}$	$C'_{D,rod}$	$C'_{L,rod}$	$\bar{C}_{D,airfoil}$	$C'_{D,airfoil}$	$C'_{L,airfoil}$
1	0.98	0.09	0.52	-0.003	0.007 6	0.227
4	0.79	0.002 7	0.001 8	-0.025 7	0.005 5	0.147
6	1.05	0.061	0.09	-0.025 9	0.018 3	0.244
7	0.73	0.002 6	0.001 5	-0.004 1	0.006 8	0.213
8	0.36	0.001 2	0.001 9	-0.013	0.011 2	0.239

3 结 论

基于大涡模拟和 FW-H 方程相结合的方法,研究了圆柱表面加多孔介质涂层时的圆柱尾迹及圆柱-翼型干涉噪声特性,分析了多孔材料的 PPI 和厚度对噪声及气动性能的影响,探索了多孔介质的降噪机理及降噪规律,得到以下结论:

1) 通过对比合成直径与基模直径一致的圆柱-翼型流场和声场结果,发现圆柱表面覆盖多孔介质,其尾迹特性的改变是由于多孔介质涂层的存在,而非圆柱直径的改变。圆柱表面覆盖多孔介质能显著降低圆柱-翼型干涉噪声,这是由于多孔介质涂层提高了多孔-流体交界面的滑移速度,

稳定了圆柱表面的剪切层,抑制了旋涡脱落,从而改善尾迹的流动特性,削弱尾迹对下游翼型的冲击作用。

2) 多孔材料 PPI 的变化对降噪效果略有影响,其中 PPI 为 20 的降噪效果最好,能降低圆柱单音噪声峰值为 79 dB,翼型单音噪声为 13.22 dB,宽频噪声约为 20 dB。

3) 多孔材料的厚度对流态及降噪效果影响较大。基准模型的流态为“尾迹模态”,圆柱表面覆盖厚度为 5 mm 和 7.5 mm 的多孔介质时,流态转变为“剪切层模态”,即尾迹形成了稳定的剪切层,到达翼型前缘附近才开始脱落,尾迹和翼型没有发生相互作用,因而能降低湍流干涉噪声。但当多孔材料厚度为 2.5 mm 时,流态则为“剪切层-尾迹模态”,该模态下剪切层会转变为大尺度涡脱落并冲击翼型前缘,从而增大翼型噪声。

4) 圆柱和翼型噪声及气动性能都对多孔介质涂层厚度的变化较为敏感。涂层较厚的模型 4 和模型 7 在降低噪声的同时还可有效改善圆柱和翼型的气动性能,综合而言,模型 4 的性能最佳。涂层较薄的模型 6 反而会增大翼型单音噪声峰值,并恶化圆柱气动性能。

参考文献:

[1] CHEN W J, QIAO W Y, TONG F, et al. Numerical investigation of wavy leading edges on rod - airfoil interaction noise [J]. AIAA Journal, 2018, 56(7):2553-2567.

[2] 陈伟杰, 乔渭阳, 王良锋, 等. 基于 LES 与 FW-H 方程的圆柱-翼型干涉噪声数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2146-2155.

CHEN Weijie, QIAO Weiyang, WANG Liangfeng, et al. Investigation of rod - airfoil interaction noise using large eddy simulation and FW-H equation[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9):2146-2155. (in Chinese)

[3] RASHIDI S, HAYATDAVOODI M, ESFAHANI J A. Vortex shedding suppression and wake control: A review[J]. Ocean Engineering, 2016, 126:57-80.

[4] 陈伟杰, 乔渭阳, 全帆, 等. 前缘锯齿对边界层不稳定噪声的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(12):3634-3645.

CHENG Weijie, QIAO Weiyang, TONG Fan, et al. Effect of leading-edge serrations on boundary layer instability noise [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(12): 3634-3645. (in Chinese)

[5] GEYER T F, WASALA S H, SARRADJ E. Experimental study of airfoil leading edge combs for turbulence interaction noise reduction[J]. Acoustics, 2020, 2(2):207-223.

[6] 同航, 黎霖, 卯鲁秦, 等. 波浪前缘静子叶片对高速轴流风扇单音噪声的影响[J]. 航空学报, 2020, 41(10):92-105.

- TONG Hang, LI Lin, MAO Luqin, et al. Tonal noise reduction of a high-speed single axial fan with wavy leading-edge stator[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(10):92-105. (in Chinese)
- [7] 沈国辉, 张扬, 郑翀, 等. 光滑圆柱风噪声的降噪措施研究[J]. *振动与冲击*, 2020, 39(23):52-57.
- SHEN Guohui, ZHANG Yang, ZHENG Chong, et al. Denoising measures against aeolian noise of smooth circular cylinders[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2020, 39(23):52-57. (in Chinese)
- [8] HUTCHESON F V, BROOKS T F. Noise radiation from single and multiple rod configurations[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2012, 11(3/4):291-333.
- [9] SUMESH C K, SARVOTHATHAMA JOTHI T J. Aerodynamic noise characteristics of a thin airfoil with line distribution of holes adjacent to the trailing edge[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2019, 18(4/5):496-516.
- [10] 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, 485:115561.1-115561.22.
- [11] ARENAS J P, CROCKER M J. Recent trends in porous sound-absorbing materials[J]. *Sound and Vibration*, 2010, 44(7):12-18.
- [12] 魏峥, 夏超, 袁海东, 等. 覆盖多孔介质的圆柱尾迹实验研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(2):265-270, 289.
- WEI Zheng, XIA Chao, YUAN Donghai, et al. Experimental study on the wake of a circular cylinder with porous layer coating[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(2):265-270, 289. (in Chinese)
- [13] 陈羽, 杨志刚, 王毅刚. 分离区多孔介质控制的圆柱气动噪声试验研究[R]. 北京:2019年中国力学大会, 2019.
- [14] HU Z J, LIU H R, CHEN N S, et al. Vortex shedding noise and flow mode analysis of cylinder with full/partial porous coating[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106:106154.1-106154.16.
- [15] LIU H R, WEI J J, QU Z G. Prediction of aerodynamic noise reduction by using open-cell metal foam[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2012, 331(7):1483-1497.
- [16] ZHANG P K, LIU Y, LI Z Y, et al. Numerical study on reducing aerodynamic drag and noise of circular cylinders with non-uniform porous coatings[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107:106308.1-106308.14.
- [17] 宁方立, 张畅通, 宁舜山, 等. 多孔材料对空腔噪声抑制效果研究[J]. *振动与冲击*, 2020, 39(11):31-37, 44.
- NING Fangli, ZHANG Changtong, NING Shunshan, et al. Study on suppression effect of porous material on cavity noise[J]. *Journal of vibration and shock*, 2020, 39(11):31-37, 44. (in Chinese)
- [18] LI Y, CHEN Z W, WANG X N. Flow/noise control of a rod-airfoil configuration using "natural rod-base blowing": numerical experiments[J]. *European Journal of Mechanics: B/Fluids*, 2020, 83:99-113.
- [19] ABBASI S, SOURI M. Reducing aerodynamic noise in a rod-airfoil using suction and blowing control method[J]. *International Journal of Applied Mechanics*, 2020, 12(4):2050036.1-2050036.24.
- [20] 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(3):171-196.
- [21] BHATTACHARYYA S, SINGH A K. Reduction in drag and vortex shedding frequency through porous sheath around a circular cylinder[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2011, 65(6):683-698.
- [22] BAE Y, JEONG Y E, MOON Y J. Computation of flow past a flat plate with porous trailing edge using a penalization method[J]. *Computers and Fluids*, 2012, 66:39-51.
- [23] ERGUN S, ORNING A A. Fluid flow through randomly packed columns and fluidized beds[J]. *Industrial and Engineering Chemistry*, 1949, 41(6):1179-1184.
- [24] TONG F, QIAO W Y, CHEN W J, et al. Broadband noise prediction using large eddy simulation and a frequency domain method[J]. *Applied Acoustics*, 2017, 117:94-105.
- [25] PEROT F, AUGER J M, GIARDI H, et al. Numerical prediction of the noise radiated by a cylinder[R]. Hilton Head, US: the 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2003.
- [26] NAITO H, FUKAGATA K. Numerical simulation of flow around a circular cylinder having porous surface[J]. *Physics of Fluids*, 2012, 24(11):117102.1-117102.20.
- [27] AGUIAR J, YAO Hua, LIU Yu. Passive flow/noise control of a cylinder using metal foam[R]. Athens, Greece: the 23rd international Congress on Sound and Vibration, 2016.
- [28] LI Z, TANG T T, LIU Y, et al. Numerical study of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of flow over porous coated cylinders: Effects of porous properties[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105:106042.1-106042.14.
- [29] GEYER T F. Experimental evaluation of cylinder vortex shedding noise reduction using porous material[J]. *Experiments in Fluids*, 2020, 61(7):1-21.
- [30] JIANG Y, MAO M L, DENG X G, et al. Numerical investigation on body-wake flow interaction over rod-airfoil configuration[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 779(25):1-35.
- [31] LIU H R, WEI J J, QU Z G. The interaction of porous material coating with the near wake of bluff body[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2014, 136(2):021302.1-021302.8.
- [32] SUEKI T, TAKAISHI T, IKEDA M, et al. Application of porous material to reduce aerodynamic sound from bluff bodies[J]. *Fluid Dynamics Research*, 2010, 42(1):015004.1-015004.15.

(编辑:王碧琚)