

多孔前缘抑制圆柱-翼型干涉噪声实验

王 勇¹, 郝南松¹, 赖庆仁², 李文建¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 气动噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了抑制圆柱-翼型干涉噪声,提出了仿生多孔前缘结构的降噪措施,并在 $0.55\text{ m}\times 0.4\text{ m}$ 声学风洞中进行了实验验证。针对典型构型,对比确定了多孔金属泡沫降低圆柱-翼型干涉峰值噪声和中高频噪声的效果。3 种不同 ppi(pores per inch)值多孔金属泡沫的详细声学测量结果表明,所提出的多孔前缘结构能在翼型迎角为 0° 和 10° 时,分别降低最多 4.10 dB 和 4.67 dB 的圆柱-翼型干涉峰值噪声,且能明显降低峰值频率右侧的中高频噪声;多孔材料的占比越大,ppi 值越小,整体降噪效果越好。

关 键 词: 多孔材料; 前缘; 圆柱-翼型干涉噪声; 噪声抑制; 气动噪声

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Experiment of rod-airfoil interaction noise reduction using porous leading edges

WANG Yong¹, HAO Nansong¹, LAI Qingren², LI Wenjian¹

(1. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Low Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A method for rod-airfoil interaction noise reduction with a bio-inspired porous leading edge structure was proposed, and then verified experimentally in the $0.55\text{ m}\times 0.4\text{ m}$ acoustic wind tunnel. For typical configurations, the effects of porous metal foams in reducing the peak noise and the mid-to-high frequency noise of the rod-airfoil interaction were determined. The detailed acoustic measurements on three porous metal foams with different ppi (pores per inch) values showed that the proposed porous leading edges can reduce the peak value of the rod-airfoil interaction noise by up to 4.10 dB and 4.67 dB at the airfoil angle of attack of 0° and 10° , respectively. It can also significantly reduce the mid-to-high frequency noise on the right side of the peak frequency. The larger the proportion, the smaller the ppi value of the porous materials and the better the overall noise reduction effect.

Key words: porous material; leading edge; rod-airfoil interaction noise; noise reduction; aerodynamic noise

收稿日期:2021-06-21

基金项目:国家自然科学基金(11602290,11802114);中国空气动力研究与发展中心自主基金(PJD20180200)

作者简介:王勇(1982—),男,副研究员,博士,主要从事气动噪声控制研究。E-mail:wangyong@cardc.cn

通信作者:郝南松(1983—),男,高级工程师,硕士,主要从事气动噪声机理研究。E-mail:hns2010@mail.ustc.edu.cn

引用格式:王勇,郝南松,赖庆仁,等. 多孔前缘抑制圆柱-翼型干涉噪声实验[J]. 航空动力学报,2022,37(9):1807-1814. WANG Yong,HAO Nansong,LAI Qingren,et al. Experiment of rod-airfoil interaction noise reduction using porous leading edges[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(9):1807-1814.

圆柱-翼型干涉噪声是研究脱落涡与结构相互作用噪声的一个简化模型^[1-3],后者广泛存在于许多航空和工业应用中,如直升机旋翼的桨-涡干扰噪声、涡轮发动机中转子与静子的干涉噪声。由于其相对简单的构型——上游圆柱+下游翼型,圆柱-翼型干涉噪声也被视为验证噪声计算代码有效性的良好基准,如RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)+FW-H(Ffowcs-Williams-Hawkings)^[1,4]、LES(large eddy simulation)+FW-H^[4-6]、DES(detached eddy simulation)+FW-H^[7-8]等。因此,圆柱-翼型干涉噪声的传播特性及其抑制在过去几十年中得到了广泛的关注和研究。

Jacob等^[4]在ECL(Ecole Centrale de Lyon)风洞中测量了圆柱-翼型干涉噪声,结果表明:干涉噪声比单独圆柱的噪声高约10 dB,且具有明显的宽带特征;翼型前缘强烈的涡-固相互干扰使得翼型前缘成为主要的声源区。他们的实验中采用的模型设置方式为迎角 $\alpha=0^\circ$,圆柱直径 d 与翼型弦长 c 之比 $d/c=0.1$,圆柱后缘与翼型前缘的间距 $L=c$,也被后续研究作为基准构型(benchmark)。王勇等^[9]研究了下游翼型迎角变化对圆柱-翼型干涉噪声的影响,对噪声频谱的分析表明:随着翼型迎角的增加,干涉噪声的峰值声压级、峰值频率和总声压级均下降。北京航空航天大学解克等^[10]的PIV(particle image velocimetry)流场测量显示:在翼型小迎角($\alpha=\pm 6^\circ$)情况下,上游圆柱脱落涡的变形、拉伸会更加严重,沿着翼型侧面运动时涡的破裂也更快,从而可以部分解释王勇等^[9]观察到的实验现象。Giesler与Saradj^[11]考察了实验设置对圆柱-翼型干涉噪声的影响,包括上游圆柱直径 d 、圆柱后缘与翼型前缘的间距 L 。对传声器阵列结果的区域积分表明:圆柱直径对干涉噪声的影响大于圆柱-翼型间距 L 的影响,圆柱直径对前缘噪声的影响主要集中在4~10 kHz频段且圆柱-翼型间距越小影响越大。受传声器阵列分辨率的影响,Giesler与Saradj只考察了涡脱落频率以上的中高频噪声,而没有分析涡脱落频率附近的噪声水平随参数改变的变化情况。刘兴强等^[12]实验研究了三种不同直径圆柱对圆柱-翼型干涉噪声的影响,结果表明:随着圆柱直径的增大,涡脱落频率附近的噪声水平和噪声的总声压级均呈增大的趋势。李勇等^[13]进一步研究了圆柱-翼型间距、圆柱偏离翼型弦线等参数设置对串列圆柱-翼型组合体噪声特性的影响。

他们发现,随着圆柱-翼型之间的间距从30 mm增大到170 mm(圆柱直径为15 mm),圆柱-翼型构型的峰值噪声频率对应的斯特劳哈尔数先减小再增大;而随着圆柱偏离翼型弦线,圆柱的脱落尾涡也逐渐偏离翼型前缘,进而使得涡-翼干扰降低、噪声峰值降低。

为了抑制圆柱-翼型干涉噪声,研究者们相继提出了若干种方法。Siller等^[14]研究了翼型前缘吹/吸气对圆柱-翼型干涉噪声的抑制,结果表明前缘吹气对噪声峰值有一定的抑制能力而吸气反而会增加噪声。李勇等^[13]研究了上游圆柱吹气和下游翼型前缘切缝两种手段对圆柱-翼型干涉噪声的控制能力。声压频谱的对比分析表明:上游圆柱吹气能降低峰值频率附近的噪声,但会使高频噪声增加;下游翼型前缘切缝能使峰值噪声降低4 dB。Siozos-Rousoulis等^[15]采用URANS(unsteady RANS)+FW-H方程数值模拟了上游圆柱旋转对圆柱-翼型组合构型气动噪声的影响。数值仿真结果表明:当上游圆柱旋转频率较高时,能抑制原始圆柱-翼型组合构型(圆柱不旋转)的气动噪声。近年来,受静音飞行猫头鹰特殊的翅膀和羽毛结构(锯齿形前缘、“刘海”形后缘和柔软疏松的绒毛覆盖层)的启发,研究者们开始将仿生降噪措施应用于圆柱-翼型干涉噪声的抑制^[3]。西北工业大学陈伟杰等^[16]基于大涡模拟和FW-H方程的数值计算表明:正弦形前缘锯齿结构对圆柱-翼型干扰噪声的低频段基本没有控制能力,能降低涡脱落频率1 400 Hz附近的噪声约2.4 dB,而能使2~6.5 kHz频段的噪声显著降低达10 dB。随后,他们又通过实验^[17]测量了前缘锯齿的齿深和齿间距两个参数对圆柱-翼型组合构型干扰噪声的影响,并发现降噪效果随着锯齿深度的增加、间距的变窄而变好,深度与间距之比是前缘锯齿仿生降噪的一个关键参数。Roger等^[18]的研究结果表明,多孔材料仿生翼型也能降低噪声,但效能低于锯齿仿生翼型且偏向高频段。

尽管多孔材料已经被用于圆柱-翼型干扰噪声的抑制研究,但主要是验证了多孔仿生降噪的有效性,还缺乏深入的参数影响分析。另一方面,目前的多孔仿生降噪中,所采用的多孔材料均具有相同的孔属性,如孔隙率等,而未考察非均质多孔材料的降噪效果及其内部结构的设计准则。本文重点针对上述两个方面开展实验研究。

提出了仿生多孔前缘结构抑制圆柱-翼型干

涉噪声,并在 $0.55\text{ m}\times 0.4\text{ m}$ 声学风洞中进行了实验验证。针对三种不同ppi(pores per inch)值多孔金属泡沫的详细声学测量结果表明,所提出的多孔前缘结构能在翼型迎角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时,分别降低最多4.10 dB和4.67 dB的圆柱-翼型干涉峰值噪声,且能明显降低峰值频率右侧的中高频噪声;多孔材料的占比越大、ppi值越小,整体降噪效果越好。

1 实验设置

本期实验在中国空气动力研究与发展中心的 $0.55\text{ m}\times 0.4\text{ m}$ 声学风洞中进行。该风洞开口实验段的喷口高为 0.4 m 、宽为 0.55 m ,最大风速 100 m/s ,湍流度小于 0.2% 。开口实验段外环绕一个 $5.5\text{ m}\times 3.7\text{ m}\times 4\text{ m}$ 的消声室,使得风速在 80 m/s 下距离风洞中心线 2 m 的背景噪声低于 76 dB(A) 。

实验设置如图1所示,NACA0012翼型安装在圆柱杆的下游,两者均支撑在与喷口平齐的上下两个侧板之间。参照文献[4]中的基准设置,圆柱直径 $d=20\text{ mm}$,NACA0012翼型弦长 $c=200\text{ mm}$ (即 $d/c=0.1$),圆柱后缘点与翼型迎角 $\alpha=0^\circ$ 时的前缘点间距为 L , $L=c=200\text{ mm}$ 。本期实验中,在翼型的 30% 弦长位置(即 60 mm)设计固定旋转轴以使下游翼型的迎角可调整至 $\alpha=10^\circ$ 。NACA0012翼型由3段相等弦向长度 10 mm (即 $5\%c$)的可更换前缘和铝制主体构成,可更换前缘从上游往下游分别标记为X、Y和Z(见图2)。除了与翼型主体相同材料的铝制前缘(ppi值视为0)外,实验中还加工了3种不同ppi值(分别为20、50 ppi和80 ppi)的金属泡沫多孔前缘。本文中,采用X**Y**Z**表示不同的前缘构型,如X50Y00Z00表示多孔前缘的最前段为50 ppi的金

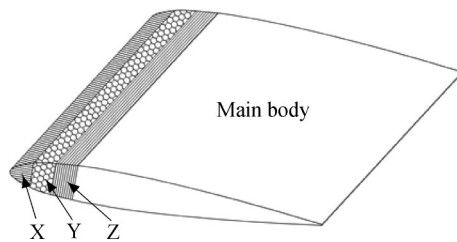


图2 模型示例图

Fig.2 Illustration of the tested model

属泡沫,而后两段为铝;X20Y50Z80表示多孔前缘的3段分别由20、50 ppi和80 ppi的金属泡沫加工而成。

实验中,风速范围从 $V_\infty=30\text{ m/s}$ 至 $V_\infty=60\text{ m/s}$,基于圆柱直径的雷诺数为 $Re_d=\rho V_\infty d/\mu=4\times 10^4\sim 8\times 10^4$,基于翼型弦长的雷诺数为 $Re_c=\rho V_\infty c/\mu=4\times 10^5\sim 8\times 10^5$,其中 ρ 和 μ 分别为空气的密度和黏度。为获得圆柱-翼型组合构型的干涉噪声特性,采用单点传声器测量了不同工况下的远场声压谱。如图1所示,传声器距离翼型转轴中心 1.5 m ,与风洞中心线夹角为 90° 。数据采集时,采样频率 $f=51.2\text{ kHz}$,采样时间 $t=30\text{ s}$ 。采用功率谱密度估计方法计算得到噪声辐射的声压级(SPL,记为 L_{sp}),窗函数采用Hanning窗,窗长为8 192,窗移为4 096,因此噪声频谱的分辨率为 6.25 Hz 。

2 实验结果与分析

2.1 基准构型的噪声特性

图3给出了基准圆柱-翼型组合构型在不同迎角下的噪声频谱。在基准构型下,NACA0012翼型的前缘3段均由与翼型主体相同的铝材加工而成。从图中可以看出,基准构型的声压频谱存在很强的单音噪声成分,且单音噪声的峰值SPL和峰值频率均随着风速的增加而增加。但是峰值频率对应的斯特劳哈尔数 $St(St=f_{\text{peak}}d/V_\infty, f_{\text{peak}}$ 为峰值频率)稳定在 0.1875 附近,略低于上游圆柱脱落的Kármán涡街对应的斯特劳哈尔数(在 $0.19\sim 0.21$ 之间^[19])。这与前期研究中已经证明过的圆柱-翼型干涉噪声主要由上游圆柱的脱落涡撞击翼型前缘产生,而圆柱-翼型干涉会降低涡脱落频率是相吻合的。图4以风速 $V_\infty=30\text{ m/s}$ 和 $V_\infty=60\text{ m/s}$ 为例,给出了下游翼型迎角变化对圆柱-翼型干涉噪声的影响。从图中可以看出:随着翼型迎角增加,干涉噪声的峰值SPL略有降

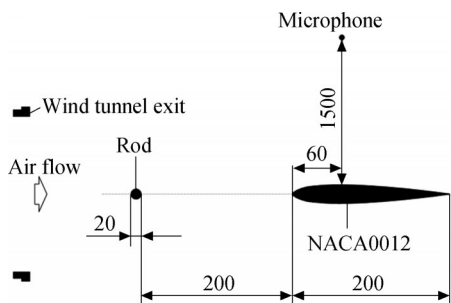


图1 实验设置草图(未按比例,单位:mm)

Fig.1 Sketch of the experimental set-up
(not in scale, unit:mm)

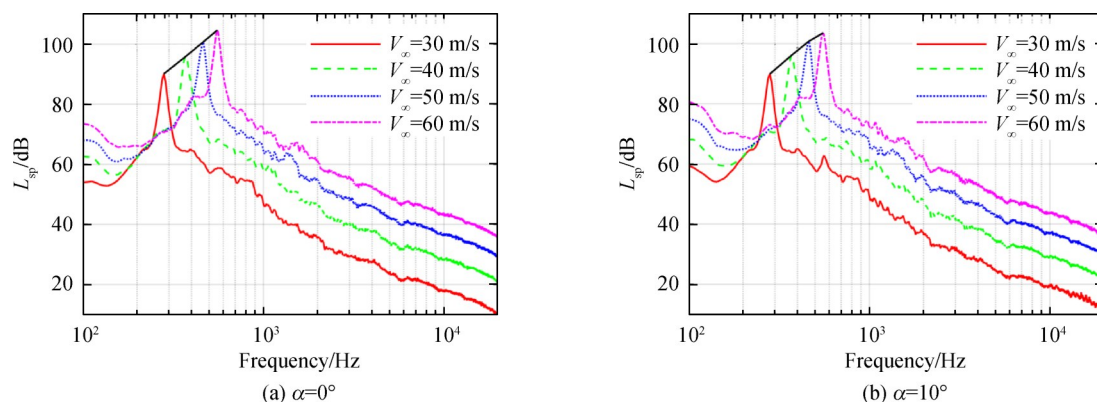
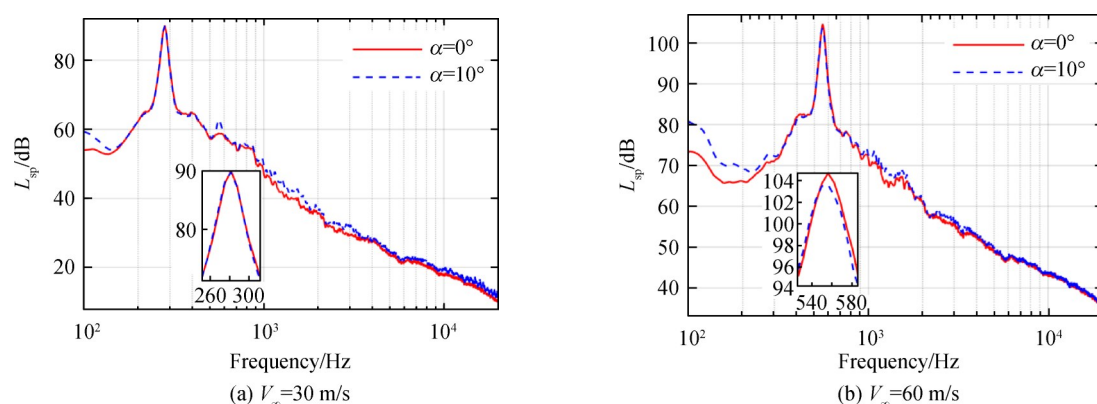
图3 基准圆柱-翼型组合构型在不同迎角下的噪声频谱($St=0.8175$)Fig.3 Acoustic spectra of the baseline rod-airfoil configuration at different angles of attack ($St=0.8175$)

图4 基准圆柱-翼型组合构型在不同风速时的噪声频谱

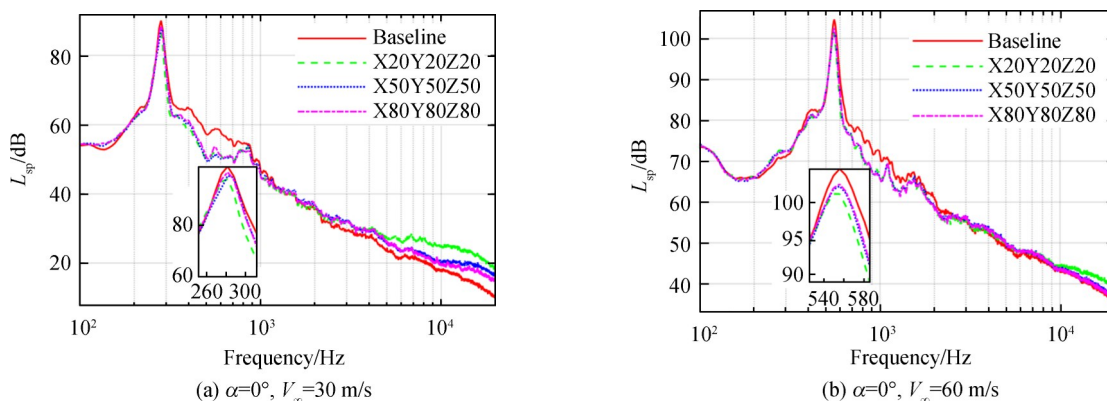
Fig.4 Acoustic spectra of the baseline rod-airfoil configuration under different flow speeds

低,峰值噪声对应的峰值频率略向低频偏移,而噪声峰值两侧的低频噪声和中高频噪声均有所增加,这主要是由上游脱落涡撞击下游翼型的作用面积增加引起。

2.2 多孔前缘的噪声特性

图5展示了NACA0012翼型前缘采用相同ppi的金属泡沫多孔材料加工而成时,其远场噪声频谱与基准构型的对比。从图中可以看出,多孔

前缘使干涉噪声的峰值 SPL 和峰值频率略有下降,而能明显降低峰值频率右侧的中高频段噪声。随着风速增加和迎角增大,多孔前缘的峰值 SPL 降低得越多,对干涉噪声峰值的抑制能力越强。相同迎角下,随着风速增加,圆柱-翼型干涉噪声峰值频率右侧中高频噪声的降噪范围略有增大;而相同风速下,随着迎角增加,中高频噪声的降噪范围明显增大。例如,风速 $V_{\infty}=30$ m/s 时,中高



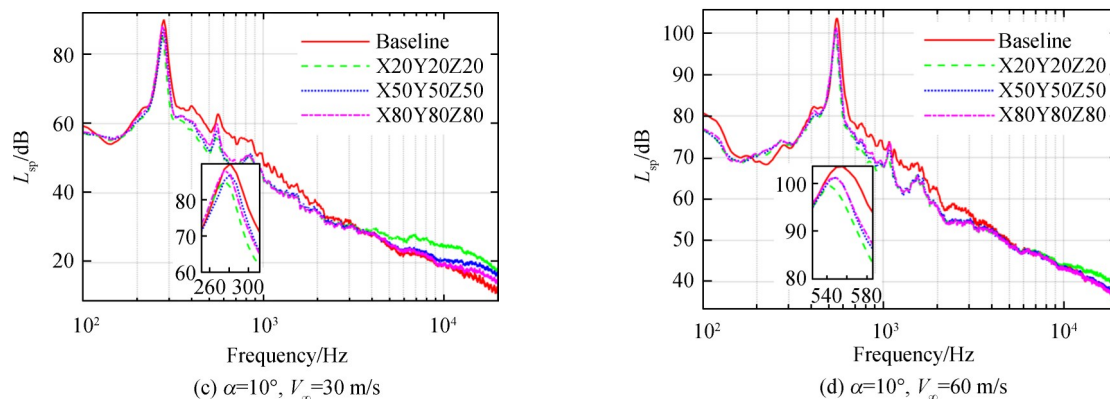


图5 基准前缘和多孔前缘的噪声频谱对比

Fig.5 Comparison of acoustic spectra between the baseline leading edge and the porous leading edges

频段具有降噪能力的频率范围由300~900 Hz增大到300~3 000 Hz。这说明迎角变化对圆柱-翼型干涉噪声的影响大于风速变化对干涉噪声的影响,这主要得益于迎角增大使得上游脱落涡撞击下游翼型的作用面积增加。同时,图5还显示随着多孔材料ppi值由80减小到20(ppi值越小,多孔材料的孔越大、表面越粗糙),峰值SPL进一步降低,但5 kHz以上的高频噪声增加得越多。其原因在于,多孔材料的孔越大,上游圆柱的尾流越容易穿过多孔介质,对圆柱-翼型干涉的影响越大,因此噪声峰值降低得越多。而另一方面,多孔介质的表面越粗糙,由非光滑表面引起的高频粗糙度噪声^[20]越大,进而引起圆柱-翼型干涉的高频噪声增加得越多。

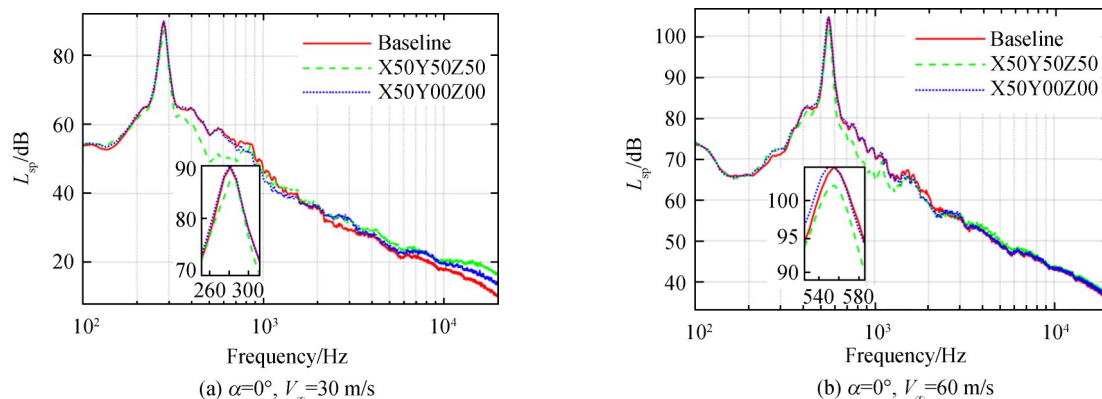
2.3 多孔占比的影响分析

图6给出了多孔材料占前缘不同比例时的噪声频谱对比,即所有3个可更换前缘段均采用多孔材料,或者只最上游的1段采用多孔材料。这里只给出了50 ppi多孔材料的结果,20 ppi和80 ppi的结果类似。从图中可以看出,当多孔材料占

比较低时,对单音峰值噪声基本没有抑制能力,只会让峰值频率略向低频偏移。同时,具有噪声抑制能力的中高频降噪范围大大缩小,如风速 $V_\infty=30$ m/s和 $V_\infty=60$ m/s时,分别只在1 kHz和2 kHz附近的很小范围内具有降噪能力。这说明,为了加强对圆柱-翼型干涉噪声的抑制,需要采用较大面积的多孔覆盖区域,以增加气流与多孔介质的相互作用。从图6中还可以看出,多孔占比较小小时,高频噪声的增加量略低,这与其粗糙表面较少是相适应的。

2.4 多孔排序的影响分析

图7显示了多孔材料排列顺序不同时,噪声频谱的对比情况。其中一段多孔前缘X20Y50Z80越往下游ppi值越大,即每英寸的孔个数越多从而孔越小越致密;而另一段多孔前缘X80Y50Z20越往下游孔越大越稀疏。从图中可以看出,两种不同构型的多孔前缘均具有一定的降噪能力,其中渐稀构型X80Y50Z20在圆柱-翼型干涉噪声的单音峰值附近的降噪效果更好,而渐密构型X20Y50Z80在1 kHz附近的中间频段的降噪能力



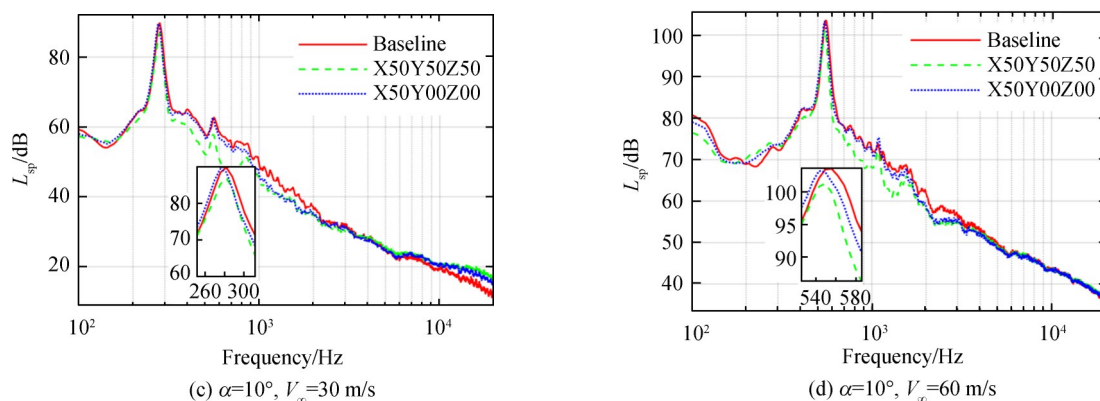


图 6 多孔材料所占比例不同时的噪声频谱对比

Fig.6 Comparison of acoustic spectra under different proportions of the porous materials

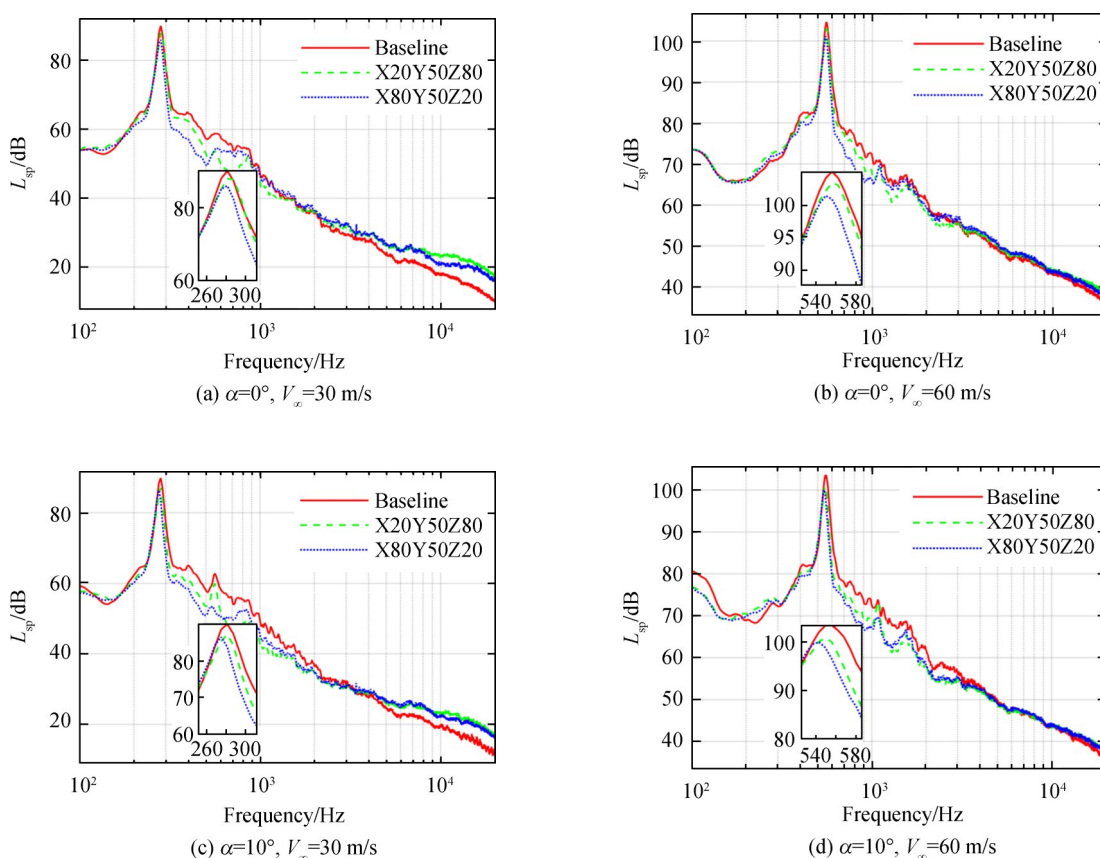


图 7 多孔材料不同排序时的噪声频谱对比

Fig.7 Comparison of acoustic spectra under different arrangement orders of the porous materials

略优。2个方面的因素可以解释上述实验观测：①渐密多孔前缘X20Y50Z80中，当气流穿过上游稀疏的X20区域遇到后方更致密的Y50、Z80区域时，会形成类似涡-固干扰的2次撞击，因此单音峰值附近的噪声抑制能力减弱；②上游圆柱的Kármán涡街是从圆柱上下两侧交替脱落往下游移动耗散，脱落涡并不是正对翼型弦线移动，而是与弦线有一定距离^[19]，因此强度更大的旋涡中心

更容易与前缘的侧面产生相互作用，因此后方的孔越稀疏这种相互作用会越强，进而带来更大的噪声抑制。上述机理还需在后续的工作中结合流场测量和数值模拟结果加以验证和明确。

2.5 多孔前缘的降噪分析

表1~表4分别汇总了不同前缘构型在迎角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时的峰值SPL和总声压级(OASPL, 记为 L_{OASP})，从表中可以看出：①翼型前

表 1 迎角 $\alpha=0^\circ$ 时,圆柱-翼型干涉噪声的峰值 SPL
Table 1 Peak SPL of the rod-airfoil interaction noise
at the airfoil angle of attack of $\alpha=0^\circ$ dB

前缘构型	$V_\infty/(m/s)$			
	30	40	50	60
Baseline	90.12	96.10	100.63	104.69
X20Y20Z20	86.65	93.56	97.74	101.20
X50Y50Z50	87.58	94.43	98.80	102.29
X80Y80Z80	88.58	94.37	98.59	102.56
X50Y00Z00	90.35	96.18	101.34	104.66
X20Y50Z80	88.02	94.83	99.42	103.04
X80Y50Z20	86.02	92.64	97.55	101.16

注:表中粗体文字表示在风速下的最优结果,下表同。

表 2 迎角 $\alpha=10^\circ$ 时,圆柱-翼型干涉噪声的峰值 SPL
Table 2 Peak SPL of the rod-airfoil interaction noise
at the airfoil angle of attack of $\alpha=10^\circ$ dB

前缘构型	$V_\infty/(m/s)$			
	30	40	50	60
Baseline	89.91	95.97	100.78	103.59
X20Y20Z20	85.24	92.05	96.45	99.55
X50Y50Z50	86.95	93.75	97.57	101.31
X80Y80Z80	88.12	94.30	98.48	101.26
X50Y00Z00	89.54	95.74	100.55	103.27
X20Y50Z80	87.04	93.69	97.66	100.91
X80Y50Z20	86.40	92.78	97.00	100.06

表 3 迎角 $\alpha=0^\circ$ 时,圆柱-翼型干涉噪声的 OASPL
Table 3 OASPL of the rod-airfoil interaction noise
at the airfoil angle of attack of $\alpha=0^\circ$ dB

前缘构型	$V_\infty/(m/s)$			
	30	40	50	60
Baseline	94.74	102.66	107.50	111.95
X20Y20Z20	91.74	99.82	105.11	108.92
X50Y50Z50	92.73	100.83	105.84	109.81
X80Y80Z80	93.39	100.93	106.03	110.08
X50Y00Z00	95.11	102.81	108.20	112.48
X20Y50Z80	93.49	101.46	106.53	110.59
X80Y50Z20	91.00	99.22	104.61	108.52

表 4 迎角 $\alpha=10^\circ$ 时,圆柱-翼型干涉噪声的 OASPL
Table 4 OASPL of the rod-airfoil interaction noise
at the airfoil angle of attack of $\alpha=10^\circ$ dB

前缘构型	$V_\infty/(m/s)$			
	30	40	50	60
Baseline	94.75	102.51	107.56	111.46
X20Y20Z20	90.18	98.26	103.68	106.96
X50Y50Z50	91.71	99.73	104.63	108.45
X80Y80Z80	92.81	100.34	105.52	108.78
X50Y00Z00	94.35	102.17	107.33	110.90
X20Y50Z80	91.89	99.87	105.00	108.46
X80Y50Z20	90.91	98.86	104.12	107.52

缘加入多孔材料后,均能在不同的程度上降低圆柱-翼型干涉噪声。迎角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时,峰值 SPL 分别最多降低 4.10 dB 和 4.67 dB,OASPL 分别最多降低 3.74 dB 和 4.57 dB,且 OASPL 的变化趋势与峰值 SPL 的变化趋势基本一致。②当上游脱落涡与多孔材料的作用面积越大,越容易穿过多孔介质(ppi 值越小)时,整体降噪效果越好。迎角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时对应的最优构型分别为 X80Y50Z20 和 X20Y20Z20。

3 结 论

本文提出了多孔前缘结构来抑制圆柱-翼型干涉噪声,在 $0.55\text{ m}\times0.4\text{ m}$ 声学风洞中进行的详细声学测量验证了所提出方法的可行性和有效性。迎角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时,多孔前缘能使干涉噪声的峰值 SPL 和 OASPL 分别最多降低 4.10 dB 和 4.67 dB 以及 3.74 dB 和 4.57 dB。初步的参数影响分析表明:当多孔材料占前缘的比例越大、多孔材料适当排序且 ppi 值相对较小时,干涉噪声的整体降噪效果越好。后续工作中,将结合流场测量和数值模拟进一步明确多孔前缘的降噪机理。

参考文献:

[1] CASALINO D, JACOB M, ROGER M. Prediction of rod-airfoil interaction noise using the Ffowcs-Williams-Hawkins analogy[J]. AIAA Journal, 2003, 41(2):182-191.
[2] HENNING A, KOOP L, EHRENFRIED K. Simultaneous particle image velocimetry and microphone array measurements on a rod-airfoil configuration[J]. AIAA Journal, 2010, 48(10):2263-2273.
[3] WANG Yong, ZHAO Kun, LU Xiangyu, et al. Bio-inspired

- aerodynamic noise control: a bibliographic review[J]. Applied Sciences, 2019, 9(11):2224.1-2224.43.
- [4] JACOB M C, BOUDET J, CASALINO D, et al. A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2005, 19:171-196.
- [5] AGRAWAL B R, SHAMA A. Aerodynamic noise prediction for a rod-airfoil configuration using large eddy simulations[R]. Atlanta, US: 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014.
- [6] GIRET J, SENGISSEN A, MOREAU S, et al. Noise source analysis of a rod-airfoil configuration using unstructured large-eddy simulation[J]. AIAA Journal, 2015, 53(4): 1062-1077.
- [7] CARAENI M, DAI Y, CARAENI D. Acoustic investigation of rod airfoil configuration with DES and FWH[R]. AIAA-2007-4106, 2007.
- [8] GALDEANO S, BARRE S, REAU N. Noise radiated by a rod-airfoil configuration using DES and the Ffowcs-Williams & Hawkings' analogy[R]. Stockholm, Sweden: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2010.
- [9] 王勇, 雷红胜, 全帆, 等. 不同翼型迎角下杆-翼相互作用噪声特性的实验研究[R]. 广东 深圳: 第十一届全国流体力学学术会议, 2020.
- [10] 解克, 李晓东, 林大楷. 圆柱/翼型干涉流场的试验研究[J]. 飞机设计, 2009, 29(4):6-12.
- XIE Ke, LI Xiaodong, LIN Dakai. An experimental investigation of the flow field of rod-airfoil interaction[J]. Aircraft Design, 2009, 29(4):6-12. (in Chinese)
- [11] GIESLER J, SARRADJ E. Measurement of broadband noise generation on rod-airfoil-configurations[R]. AIAA-2009-3308, 2009.
- [12] 刘兴强, 黄文超, 李红丽, 等. 圆柱-翼型干涉噪声特性研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(9):278-283.
- LIU Xingqiang, HUANG Wenchao, LI Hongli, et al. The simulation for rod-airfoil interaction noise[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(9):278-283. (in Chinese)
- [13] LI Yong, WANG Xunnian, CHEN Zhengwu, et al. Experimental study of vortex-structure interaction noise radiated from rod-airfoil configurations[J]. Journal of Fluids and Structures, 2014, 51:313-325.
- [14] SILLER H A, JACOB M C, MICHEL U. Flow and noise modification by suction and blowing on a rod-airfoil configuration[R]. AIAA-2005-3029, 2005.
- [15] SIOZOS-ROUSOULIS L, GHORBANIASL G, LACOR C. Noise control by a rotating rod in a rod-airfoil configuration[R]. AIAA-2015-2826 2015.
- [16] CHEN Weijie, WANG Xunnian, QIAO Weiyang, et al. Rod-airfoil interaction noise reduction using leading edge serrations[R]. AIAA-2015-3264, 2015.
- [17] CHEN Weijie, QIAO Weiyang, TONG Fan, et al. Experimental investigation of wavy leading edges on rod-aerofoil interaction noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 2018, 422: 409-431.
- [18] ROGER M, SCHRAM C, DE SANTANA L. Reduction of airfoil turbulence-impingement noise by means of leading-edge serrations and/or porous materials[R]. AIAA-2013-2108, 2013.
- [19] 王勇, 郝南松, 耿子海, 等. 基于时间解析 PIV 的圆柱绕流尾迹特性研究[J]. 实验流体力学, 2018, 32(1):64-70.
- WANG Yong, HAO Nansong, GENG Zihai, et al. Measurements of circular cylinder's wake using time-resolved PIV[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(1):64-70. (in Chinese)
- [20] LIU Y, DOWLING A P, SHIN H C, et al. Experimental study of surface roughness noise[R]. AIAA-2007-3449, 2007.

(编辑: 陈 越)