

翼型前缘宏观点阵结构气动噪声控制方法

沈淳¹, 李壮¹, 孟晋¹, 孙潇伟², 张成春², 陈正武³, 梁东⁴

(1. 吉林大学汽车工程学院 长春 130022; 2. 吉林大学工程仿生教育部重点实验室 长春 130022; 3. 中国空气动力学研究开发中心 空气动力噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000; 4. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘要:在标准NACA0012翼型前缘设计了点阵(点阵列)扰流结构,在来流攻角 0° 、速度20 m/s和30 m/s的条件下,在声学风洞测试验证了凸点阵列具有明显降噪效果。与标准翼型相比,20 m/s来流条件下点阵前缘翼型总声压级降噪量达3.6 dB;30 m/s来流条件下点阵翼型噪声频谱曲线各处均低于声学风洞背景噪声,而标准翼型总声压级与背景噪声相比高1.5 dB,即在30 m/s来流条件下,点阵翼型总声压级降噪量至少为1.5 dB。采用大涡模拟(Large eddy simulation, LES)/FW-H(Ffowcs williams hawkings)声学比拟混合预测方法,从翼型表面压力扰动源展向相干性角度阐释了前缘点阵翼型降噪机制。针对30 m/s来流条件下声学风洞测试结果无法完全反映点阵翼型真实降噪效果的问题,采用数值方法比较了20 m/s和30 m/s两种来流条件声压级频谱特征,发现点阵结构在两种速度下具有几乎相同的降噪效果。最后,系统分析了前缘阵列结构高度和排数等参数对降噪效果的影响规律,为前缘阵列扰流结构工程参数化设计提供了支撑。

关键词:流动噪声控制;翼型叶片;混合预测;气动噪声;流动控制;展向相干性

中图分类号:TP27 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5497(2026)01-0086-10

DOI:10.13229/j.cnki.jdxbgxb.20240669

Controlling aerodynamic noise of macroscopic point array structure on leading edge of airfoil

SHEN Chun¹, LI Zhuang¹, MENG Jin¹, SUN Xiao-wei², ZHANG Cheng-chun²,
CHEN Zheng-wu³, LIANG Dong⁴

(1. College of Automotive Engineering, Jilin University, Changchun 130022, China; 2. Key Laboratory of Engineering Bionics, Ministry of Education, Jilin University, Changchun 130022, China; 3. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China; 4. Aero-Engine Academy of China, Aero-Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: In this paper, a point array turbulence structure is designed at the leading-edge of the standard NACA0012 airfoil, and the bump array has obvious noise reduction effect under the condition of 20 m/s

收稿日期:2024-05-15.

基金项目:吉林省科技发展计划项目(SKJL202602016JC);长春市科技发展计划项目(25ZSLX11);国家自然科学基金项目(52275289).

作者简介:沈淳(1983-),男,副教授,博士.研究方向:飞行器噪声预测控制.E-mail: shench@jlu.edu.cn

通信作者:张成春(1976-),男,教授,博士.研究方向:仿生流动控制.E-mail: jluzcc@jlu.edu.cn

and 30 m/s at the 0° angle of attack of the incoming flow, and the speed of 20 m/s and 30 m/s. Compared with the standard airfoil, the noise reduction of the total sound pressure level of the lattice leading edge airfoil is 3.6 dB under the condition of 20 m/s incoming flow, and the noise spectrum curve of the point array airfoil is lower than that of the acoustic wind tunnel background noise at 30 m/s, while the total sound pressure level of the standard airfoil is 1.5 dB higher than that of the background noise, that is, the noise reduction of the total sound pressure level of the point array airfoil is at least 1.5 dB under the condition of 30 m/s incoming flow. The LES (Large eddy simulation)/FW-H (Ffowcs williams hawkins) acoustic comparison hybrid prediction method is used to illustrate the noise reduction mechanism of the leading-edge array airfoil from the perspective of the spread coherence of the source of airfoil surface pressure disturbance. In order to solve the problem that the acoustic wind tunnel test results under the 30 m/s incoming flow condition cannot fully reflect the real noise reduction effect of the lattice airfoil, the spectral characteristics of the sound pressure level under the 20 m/s and 30 m/s incoming flow conditions are compared by numerical methods, and it is found that the lattice structure has almost the same noise reduction effect at the two speeds. Finally, the influence of parameters such as height and number of rows on the noise reduction effect of the leading-edge array structure was systematically analyzed, which provided support for the engineering parametric design of the leading-edge array turbulence structure.

Key words: flow noise control; airfoil blades; hybrid forecasting; aerodynamic noise; flow control; directional coherence

0 引言

翼型叶片构型是动力、风力叶轮机机械转子风扇叶片的构成元素,也是气动声学基础理论研究的重要载体。目前,采用仿生结构形式调整翼型叶片表面边界层转捩、抑制后缘分离泡及尾迹压力扰动的降噪方式受到了普遍关注。

Fish等^[1]较早发现了座头鲸鳍状肢前缘波浪结构与鲸鱼的高机动性相适应,并研究分析了该结构翼型的气动特性。Hansen等^[2]通过实验得知前缘波状结构的存在,会使流场中的叶片表面在流向以及展向产生明显的涡旋结构,该涡旋会对边界层的流动产生干扰,影响叶片后缘位置处的压力扰动,进而降低尾缘噪声。Wang等^[3]运用LES/FW-H混合预测方法研究前缘波浪结构对NACA0012翼型叶片周围流场流动特征的影响,计算结果显示在攻角为 0° 、雷诺数为 1.0×10^5 的情况下,其阻力系数基本不变,且总声压级可以降低13.1~13.9 dB。

20世纪末,Howe^[4,5]对翼型叶片尾缘锯齿结构进行了理论分析,证明该结构可以降低叶片气动噪声,并提出了锯齿尾缘声学预测模型。Arina等^[6]与Jones等^[7]对尾缘锯齿结构进行了数值模拟,结果表明该结构影响叶片尾缘附近处的流场状态,其尾迹轮廓尺度小于原始翼型,对应监

测点的声压级在中低频段有所降低。黄琪琪等^[8]在风洞试验中研究了倾斜式锯齿尾缘对风力机噪声的影响,结果发现该结构降噪效果更加明显。陈伟杰等^[9]对不同振幅的尾缘锯齿结构进行了实验研究,分析显示不同工况下尾缘锯齿结构的降噪效果不同。汪瑞欣等^[10]采用LES结合声学比拟方法对翼型叶片DU91-W2-250的齿长进行了规律性研究,结果表明随着锯齿长度的增加,对应气动噪声呈现先增大后减小的趋势。

目前研究发现,前缘波状结构对湍流来流干涉噪声有明显降噪效果,但其降噪频段主要为中高频段,对峰值噪声影响有限。尾缘锯齿结构对尾缘边界层分离和脱落涡噪声有明显影响,且可以影响边界层噪声峰值;但无论采用切割还是延展拉伸的方式加工,都将影响叶片的结构强度,尤其对于高速旋转的叶轮机机械,极易产生断齿风险。为了解决尾缘锯齿结构强度不足的问题,Wang等^[11,12]在翼型表面设计了脊状组合仿生结构和前缘类锯齿脊状扰流结构,实现了翼型边界层噪声降噪。

通过以上研究发现,波浪或锯齿结构降噪效果往往与其尺度、幅值变化有关。大尺度锯齿或波浪结构虽然具有更优异的降噪效果,但是对原叶片的气动性能和结构强度也会产生较大影响。

本文设计了前缘点阵扰流结构的翼型叶片模型,在尽可能小地改变原翼型叶片构型的前提下,实现了降噪目标。本研究采用风洞试验与数值模拟结合的方式,分析点阵扰流结构的降噪效果和作用机制,并讨论了扰流结构的几何参数对翼型叶片气动噪声及气动性能的影响规律。

1 试验风洞与试验模型

1.1 试验风洞

在中国空气动力研究与发展中心声学风洞中对标准 NACA0012 翼型叶片和点阵结构翼型进行声学试验测试,如图 1(a)所示。该风洞为单回流式低速风洞,开口试验段长为 1.5 m,宽为 0.55 m,高为 0.4 m,开口试验段来流最大风速为 100 m/s,最小风速为 8 m/s。试验段 550 mm×400 mm(长×高),放置在 5.5 m×3 m×3.7 m(宽×高×长)的全消声室中。全消声室墙体为钢筋混凝土结构,内墙面安装吸声尖劈,尖劈后为空腔框架,在全消声室地板与地基之间铺设弹性元件来减小结构振动。经过收缩段的气流从矩形射流出口射出后,进入全消声室,全消声室的截止频率为 100 Hz,试验过程中,风洞出口进气气流攻角为 0°。

1.2 试验模型

在标准 NACA0012 翼型结构的前缘设置凸点阵列结构,其仿生结构试验真实模型如图 1(b)所示。以基准叶片叶型截面 NACA0012 为基础,叶片弦长 $c=200$ mm,展长为 398 mm。为保证模型强度、刚度及仿生结构加工的精准度,加工材料选择铝合金 6061,同时为减少试验件表面粗糙度对试验结果的影响,试验件加工时控制零件表面光洁度为 1.6。在光滑翼型的基础上,于前缘 0.025 c 处每隔 3 mm 排列一排带状凸点,凸点为直径 1 mm、高度 0.25 mm 的圆柱,在翼型的两侧各排列 5 排,如图 1(b)所示。本文试验主要从原

理角度验证凸点阵列的降噪效果,直接采用贴片的方式将凸点阵列排列贴附到光滑翼型表面。

翼型的旋转中心位于弦长的 42.14% 处,麦克风阵列放置于距翼型旋转中心 1 m 的圆弧位置上,每 30°放置 1 个麦克风,共 12 个。远场传声器型号为 G. R. A. S 公司的 1/2 英寸传声器 46AE,采集频率范围为 3.15~20 kHz。因为全消声室内存在消声尖劈,所以有效频率范围取 100~25 600 Hz,动态响应为 14~135 dBare. 20 Pa,麦克风阵列的灵敏度为 50 mV/Pa@250 Hz。

2 数值方法

2.1 流场计算

基于 OpenFOAM 开源平台,对试验结构模型进行数值模拟分析。首先选用 S-A 模型进行稳态计算,以其结果作为瞬态计算初场。瞬态计算选用大涡模拟 LES 湍流模型,亚格子湍动能模型为 WALE。为满足库朗数及计算最高频率 $f_{\max}$ 的要求,将时间步长设定为 2×10^{-5} s,二者关系为:

$$f_{\max} = \frac{1}{2\Delta t} \quad (1)$$

瞬态流场发展稳定后,从 0.1 s 开始进行远场声压数据采集,采集截止时间为 0.2 s。

2.2 声场计算

气动噪声计算模型选用 FW-H 模型。通过调用 libAcoustic 噪声模型库中的函数对象对翼型叶片壁面处的压力信号进行实时采样,并对噪声数据进行求解^[13]。

2.3 数值方法验证

为了验证所用数值方法的准确性,建立了双圆柱干涉流场几何模型,该模型由直径相同的两个圆柱体沿流向排布,以上游圆柱圆心为坐标原点,来流方向为 X 轴正方向,纵向方向为 Y 轴,垂直于纸面向里为 Z 轴正方向建立空间直角坐标系。圆柱直径 $D=57.15$ mm,两圆柱中心点间距 $L=3.7D$ 。网格划分如图 2 所示。在来流速度为 44 m/s、雷诺数 $Re=1.6 \times 10^5$ 的工况下,圆柱壁面法向第一层网格距离取 0.005 7 mm,以保证近壁面网格 $y^+ < 1$ 。

计算来流速度设为 44 m/s,为低速、不可压缩流动,圆柱壁面设置为无滑移壁面边界条件,展

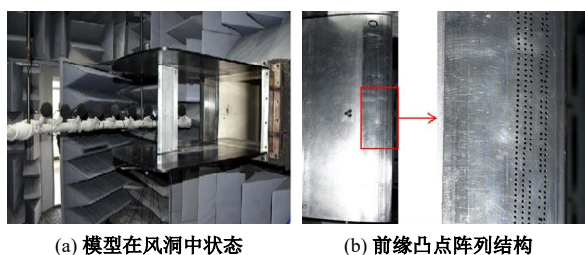


图 1 试验模型

Fig. 1 Experimental model

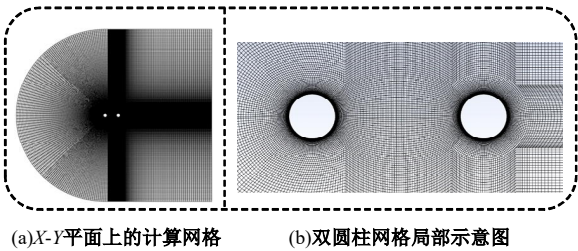


图 2 网格划分
Fig. 2 Mesh generation

向边界设置为周期性边界条件,其余边界条件为远场边界条件。时间步长设定为 1×10^{-5} s,采集数据的物理时间为 1 s。

在数值模拟过程中设置了两个远场监测点,即麦克风 1($-8.33 D, 27.815 D$)、麦克风 2($9.11 D, 32.49 D$),其位置与试验测点相同^[14,15]。对应监测点的声压级频谱曲线对比结果如图 3 所示,主峰值声压级和频率对比如表 1 所示。可以看出,数值计算得到的频谱曲线峰值个数和位置与试验测试数据完全一致,其中峰值噪声位置对应频率与试验峰值频率相差仅为 2~3 Hz,峰值噪声声压级与试验值相差 7~9 dB。数值模拟与试验测试

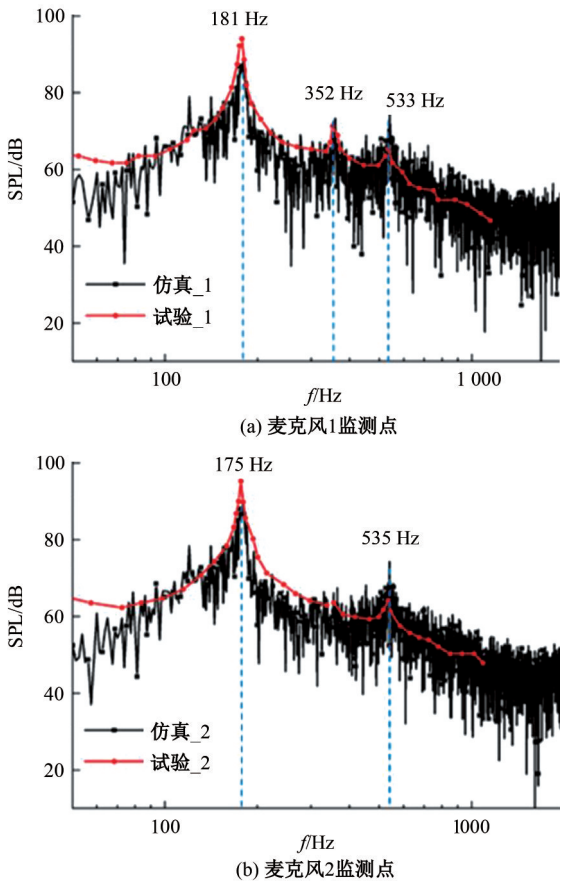


图 3 监测点处的声压级
Fig. 3 Sound pressure level at the monitoring point

数据基本吻合,能够有效预测流场监测点气动噪声分布规律。

表 1 主峰值声压级和频率对比
Table 1 Master peak sound pressure level and frequency comparison

观测点	数值计算		试验	
	峰值 频率/Hz	峰值声 压级/dB	峰值 频率/Hz	峰值声 压级/dB
R_1	181	88.6	178	97.1
R_2	175	88.03	178	95.7

3 前缘点阵翼型降噪机制分析

3.1 计算模型

标准 NACA0012 翼型叶片如图 4(a) 所示,其弦长 c 为 200 mm,展长为 60 mm,法向最大厚度 h 为 24 mm,与试验测试叶片模型参数相同。为了降低数值计算网格划分难度,以方柱代替试验测试中的圆凸点。方柱边长为 1 mm,方柱间距为 1 mm,在翼型上下表面距前缘位置 5 mm 处开始,间隔 1 mm 设置 1 排方柱,共 5 排,相邻排方柱交错排布,如图 4(b) 所示。方柱结构的具体参数如图 4(c) 和图 4(d) 所示。

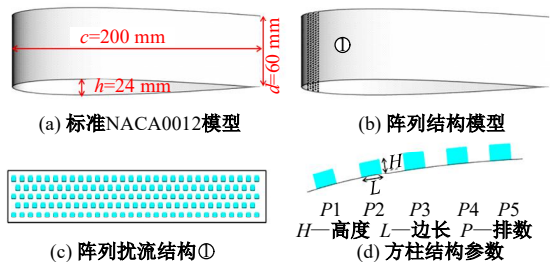


图 4 几何模型示意图
Fig. 4 Schematic diagram of geometry model

翼型叶片的计算域入口、上/下边界距离叶片前缘 $3c$,出口距离叶片尾缘 $8c$ 。由于翼型叶片对流场的流动状态极其敏感,其表面网格尺寸需要严格控制,故对计算区域进行逐级加密处理,如图 5 所示。翼型叶片计算域整体网格数量为 1 000 万。

3.2 计算方案

为了研究翼型叶片阵列扰流结构参数对降噪的影响,本文选取方柱高度为 0.25、0.5、0.75 mm,排数为 3 排和 5 排,组合设计不同的翼型叶片阵列扰流结构。在来流速度为 20 m/s 和 30 m/s 工况下,对不同的组合进行模拟分析,具体计算方案如表 2 所示。

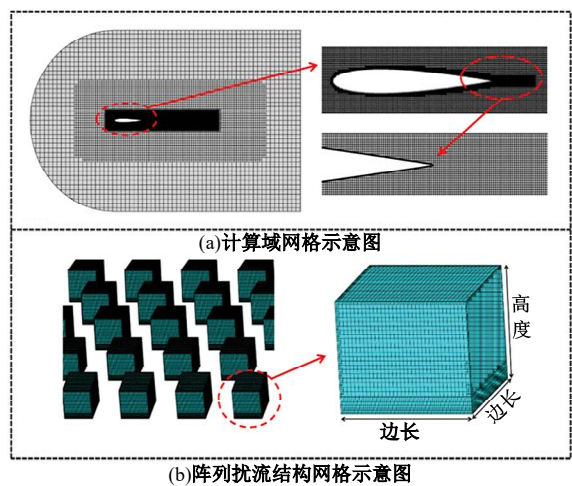


图 5 网格加密

Fig. 5 Mesh refinement

表 2 数值模拟计算方案

Table 2 Numerical simulation calculation scheme

模型	攻角/ (°)	速度 $v/(m\cdot s^{-1})$	柱体 结构	高度 H/mm	排数
M0(BAS)	0	20	无	0	0
M1	0	20	有	0.75	5
M2(BAS)	0	30	有	0	0
M3	0	30	有	0.75	5
M4	0	20	有	0.5	5
M5	0	20	有	0.25	5
M6	0	20	有	0.75	3

3.3 试验及模拟结果对比

在计算域的远场位置设置 12 个噪声监测点,均位于翼型叶片中心平面,即设置在距离翼型叶片中心 5c 处,相邻监测点间隔 30°,如图 6 所示。

图 7 为来流速度 20 m/s 和 30 m/s 时,标准 NACA0012 翼型叶片 (Blade airfoil system, BAS) 与仿生翼型叶片在远场 R4 监测点处的试验测试噪声频谱对比图。

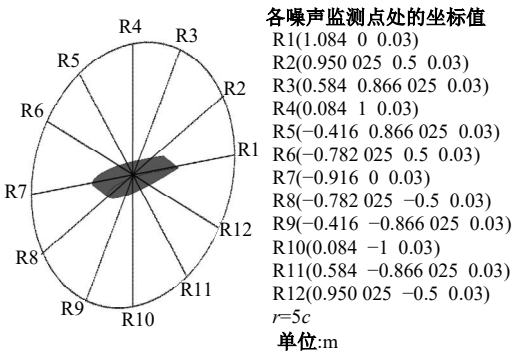


图 6 远场噪声监测点坐标位置

Fig. 6 Coordinate location of far-field noise monitoring points

从图 7(a)中可以看出,在来流速度为 20 m/s 时,标准 NACA0012 翼型叶片 (BAS) 产生了明显的峰值噪声,噪声值为 45.79 dB(925 Hz),而点阵前缘叶片的峰值噪声为 43.16 dB(575 Hz),二者噪声峰值相差 2.63 dB,总声压级 (Overall sound pressure level, OASPL) 相差 3.66 dB。

从图 7(b)可以看出,在来流速度为 30 m/s 时,标准 NACA0012 翼型叶片 (BAS) 在频率为 900~1 720 Hz 时出现较高的噪声值,其中峰值为 35.67 dB(1 637.5 Hz)。与标准翼型相比,仿生翼型叶片频谱曲线噪声降低了 8.67 dB(1 637.5 Hz),总声压级降低了 1.49 dB。由于仿生翼型叶片噪声与风洞背景噪声几乎重合,实际仿生翼型叶片噪声声压级应等于或者低于风洞背景噪声,即仿生翼型叶片降噪量应该等于或大于试验结果显示的降噪量。

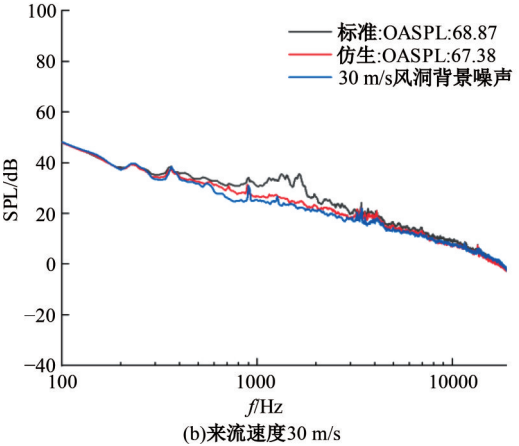
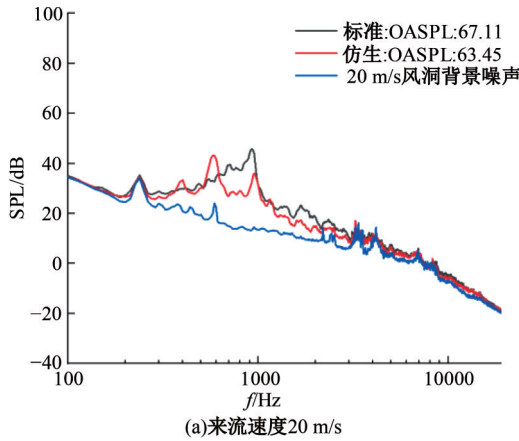


图 7 标准模型及仿生模型 R4 监测点试验噪声频谱图
Fig. 7 Spectrogram of test noise of standard model and bionic model R4 monitoring point

图 7 试验结果显示:在 20 m/s 来流条件下,仿生点阵翼型降噪效果明显;在 30 m/s 条件下,仿生点阵翼型仍然具有降噪效果,但由于试验风洞

背景噪声的影响,试验测试频谱曲线未能完全反映仿生点阵翼型的真实降噪量,且真实降噪量可能大于试验值。因此,为了准确反映实际降噪量,需要结合仿真结果进一步分析。

图 8(a)为来流速度为 20 m/s、攻角为 0°时, M0 模型和 M1 模型在 R4 监测点的声压级频谱。M0 模型监测点处噪声以中低频为主,存在明显的峰值噪声;M1 模型的峰值噪声对应频率略有提高,但其噪声值比 M0 模型显著降低约 10.28~11.5 dB;在监测点的总声压级对比中,M0 模型为 58.19 dB,而 M1 模型为 51.91 dB,降噪量为 6.28 dB。

图 8(b)为来流速度为 30 m/s、攻角为 0°时, M2 模型和 M3 模型在 R4 监测点的声压级频谱。随着来流速度的增加,两种翼型叶片对应监测点的声压级频谱整体变化趋势一致,在远场监测点 R4 处, M2 模型在对应频率下的峰值噪声为 56.39 dB(645 Hz), M3 模型在对应频率下的峰值噪声为 45.23 dB(645 Hz),降噪量为 11.16 dB(645 Hz)。从监测点的总声压级来看,降噪量可

以达到 6.12 dB。一些其他结构如尾缘锯齿结构^[16],在来流速度为 30 m/s、攻角为 0°时,与前缘阵列结构降噪量对比如表 3 所示。从表 3 中可以看出,二者降噪量级相当,同时与文献[16]中尾缘锯齿结构采用切割去余量的加工方式相比,前缘增加凸点阵列结构的方式对原有翼型结构没有去余量破坏,对气动性能的潜在影响也更小。

表 3 本文试验数据与其他结构试验数据对比

Table 3 Comparison of test data in this paper with other structural test data

试验数据来源	本文	参考文献[16]
峰值噪声降噪量/dB	8.67	11.29
总声压级降噪量/dB	1.49	1.75

数值结果分析发现,在 20 m/s 和 30 m/s 两种来流条件下,与标准翼型相比,仿生阵列翼型具有相同量级的降噪量。因此可以判定,在 20~30 m/s 来流速度工况下,前缘点阵结构具有降噪作用。

3.4 流场特性分析

图 9 为 M0 模型和 M1 模型在流场中的涡核结构 Q 值图($Q=100\,000\text{ s}^{-2}$)。Q 为:

$$Q=0.5[\|\Omega\|_F^2-\|S\|_F^2]$$
 (2)

$$S=0.5\left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right]$$
 (3)

$$\Omega=0.5\left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right]$$
 (4)

式中:S 为应变速率张量; Ω 为涡量张量。

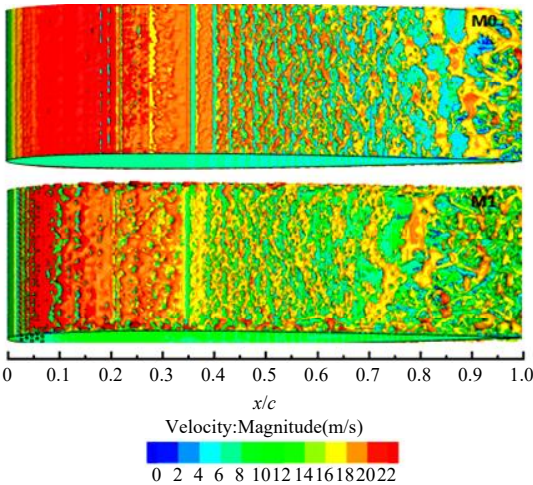


图 9 M0 模型和 M1 模型流场的涡核结构图 ($Q=100\,000\text{ s}^{-2}$)

Fig. 9 Structure of flow field of M0 model and M1 model($Q=100\,000\text{ s}^{-2}$)

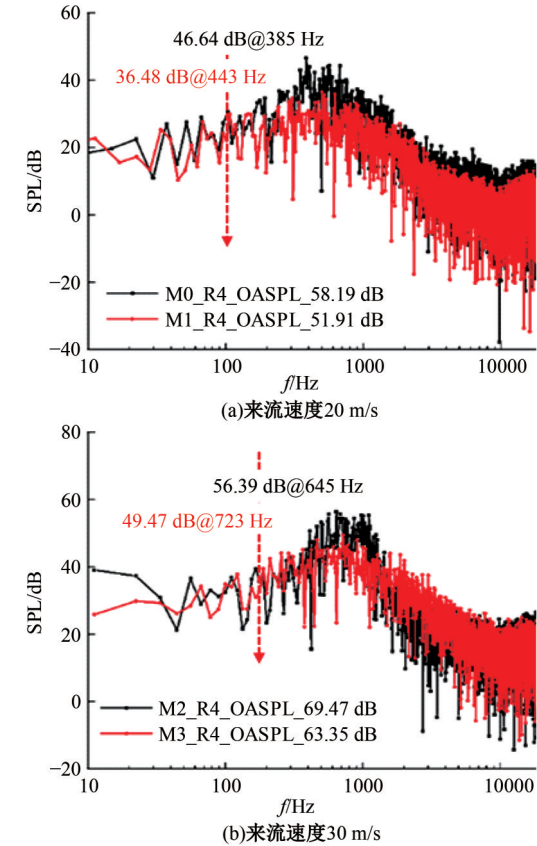


图 8 20 m/s 和 30 m/s 工况下 R4 监测点计算噪声频谱图
Fig. 8 Calculated noise spectrogram of R4 monitoring point under 20 m/s and 30 m/s conditions

气流流经 M0 模型时,在叶片表面 $0.15c$ 位置处逐渐失稳,之后存在较长的不稳定区,这与边界层转捩过程相符合;但当气流流经 M1 模型时,前缘方柱结构破坏了层流区的展向相关性,在叶片表面 $0.075c$ 处已经出现了不稳定的扰动现象,之后涡随流动向下游发展并从翼型叶片尾缘处脱落。点阵列结构加速了层流边界层的转捩过程,减少了从层流到湍流的过渡区域距离。

随着涡核结构的发展, M0 模型中在叶片表面中段,条状涡逐渐变成散碎小涡,在接近尾缘部分及尾迹区域,小涡又逐渐演变成大涡,且涡的数量逐渐减少,一直向后发展到达尾缘处脱落;而 M1 模型中在前缘方柱结构的扰动下,条状涡直接断裂成较小的块状涡,减小了涡脱落的展向关联性,随后块状涡继续分离成小涡,在尾缘处小涡又会聚集发展成较大尺寸涡。

3.5 叶片表面位置压力扰动相干性分析

根据 Amiet^[17] 的理论,表面扰动源展向相关性的降低可以减少远场噪声的产生,展向相干系数定义为:

$$\gamma^2(x; y, f) = \frac{|s(x; y, f)|^2}{s(x, f)s(y, f)} \quad (5)$$

式中: x 为在流向方向上的第一个收集点; y 为沿展向方向以同一距离间隔所取的点。沿着 $z/c=0$ 至 $z/c=0.1$ 的跨度 ($0 \sim 0.20$ m) 共取 173 个点,如图 10 所示。

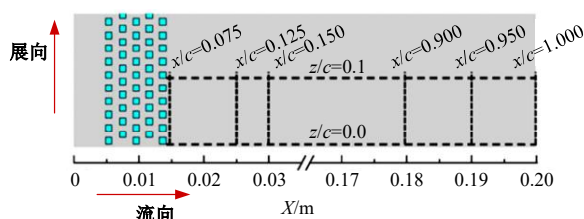
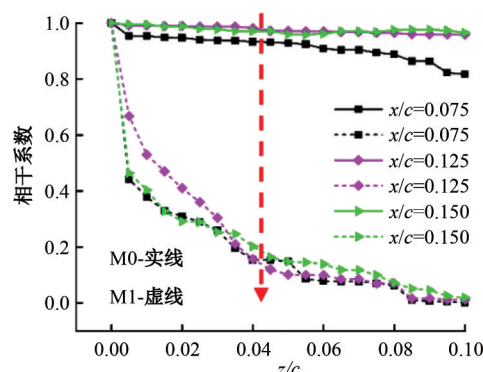


图 10 翼型表面数据采集点分布

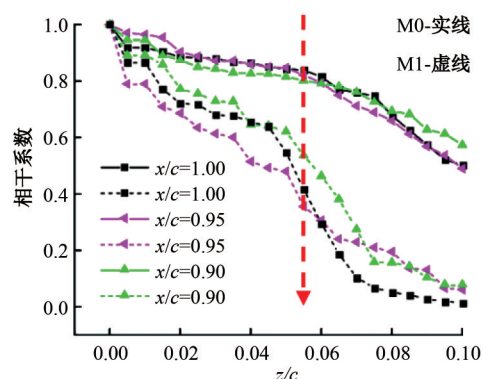
Fig. 10 Airfoil surface data collection point distribution

图 11(a) 和图 11(b) 分别为翼型前缘方柱阵列后部 3 个截面和翼型尾缘处 3 个截面上展向相干系数对比。从图 11(a) 中明显可以看出,对于标准模型 M0,展向相干系数在 3 个不同的流向截面位置处展向相干性变化不大;而对于仿生模型 M1,相干系数由 1 急剧下降到 0.3 左右,随后缓慢匀速接近于 0。从图 11(b) 可以看出,尾缘部分与前缘阵列位置较远,标准模型 M0 和仿生模型 M1 的展向相干系数较前缘部分曲线值衰减明显,但

仿生模型 M1 的展向相干系数曲线值减小幅度仍远大于标准模型 M0。



(a) 翼型前缘方柱阵列后部 3 个截面



(b) 翼型尾缘处 3 个截面

图 11 M0 和 M1 模型的展向相干系数

Fig. 11 Spreading correlation coefficients for M0 and M1 models

综上所述,不论是对比翼型叶片前缘部分还是尾缘部分,阵列扰流结构的存在均使叶片表面压力扰动信号源展向相干性明显降低,即阵列扰流结构显著削弱了表面压力扰动源的相干性,减小了表面声源强度。

4 降噪效果影响因素分析

4.1 来流速度因素的影响分析(M0/M1 模型来流 20 m/s、M2/M3 模型来流 30 m/s)

图 12 为在 20 m/s 及 30 m/s 的来流速度下,翼型叶片总声压级指向性分布图。从图 12 中可以看出,标准 NACA0012 翼型叶片和阵列扰流结构翼型叶片均展现出明显的偶极子特性。远场中叶片上方和下方对应的监测点声压级最大,声源指向翼型叶片的上下方向;远场中叶片前方和后方对应的监测点声压级最小,故总声压级指向性分布图呈现明显的“8”字型。各监测点降噪量如表 4 所示。结合表 4 数据可得,阵列扰流结构翼型

叶片在不同监测点的总声压级降噪量均 >0 ,峰值噪声抑制效果好,周向各个监测点总声压级也明显降低。

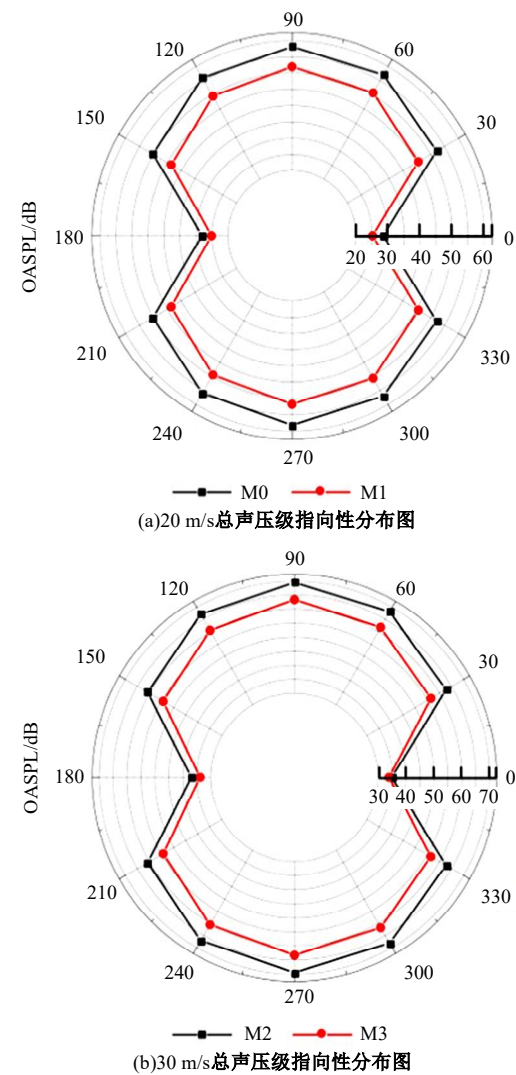


图 12 总声压级指向性分布图

Fig. 12 Total sound pressure level directivity distribution diagram

表 4 各监测点降噪量

Table 4 Noise reduction for each monitoring point							dB
速度/ (m·s ⁻¹)	监测点						
	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7
20 m/s	2.24	6.55	6.42	6.28	6.54	6.61	1.93
30 m/s	0.95	6.30	6.36	6.12	6.56	6.48	3.10

4.2 高度因素的影响分析(M1、M4、M5模型)

图 13为 M1、M4和 M5模型中 R4监测点声压级曲线。图中 M1模型的声压级曲线处于最低位置, M4模型居中, M5模型最高, 对应频率下声压级数值 M1模型最小, M4模型次之, M5模型最

大。说明随着方柱高度的增大, 其远场噪声呈逐渐减小的趋势。

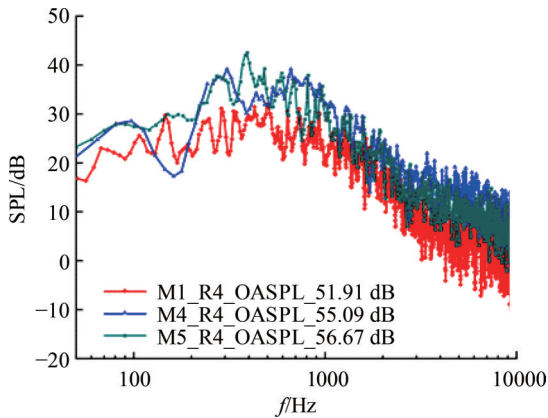


图 13 不同模型下 R4 监测点声压级

Fig. 13 Sound pressure level of R4 monitoring point under different models

图 14为 M1、M4、M5三个模型在不同监测点处的降噪量。从图中可以看出, 与光滑翼型叶片(M0模型)监测点处的总声压级相比, 在监测点 R1和 R7处, 3个模型的降噪量相差较小, 但在监测点 R2~R6, M1模型的降噪量远大于 M4和 M5模型。由此可知, 在来流速度、排数相同的情况下, 计算阵列方柱高度(0.25~0.75 mm)下, 翼型叶片阵列扰流结构中方柱的高度越高, 对远场监测点的降噪效果越好。

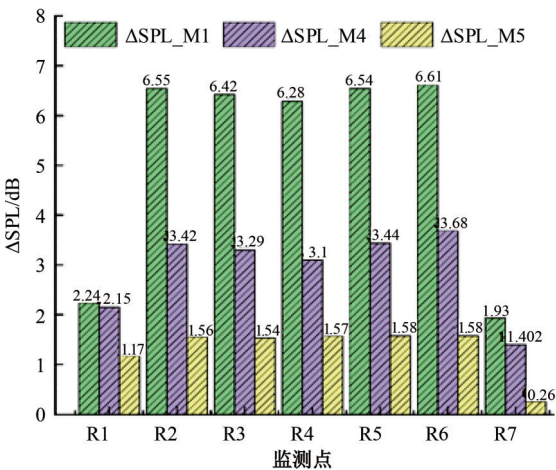


图 14 不同模型各监测点降噪量

Fig. 14 Noise reduction of each monitoring point of different models

4.3 排数因素的影响分析(M1、M6模型)

图 15为 M1和 M6模型中 R4监测点声压级曲线。从图中可以看出, M1模型的声压级在全频率范围内低于 M6模型, 即对应频率下 M1模型声压级数值小于 M6模型; 在 R4监测点处, M1模

型总声压级数值为 51.91 dB, M6 模型的总声压级数值为 53.91 dB, 结论同样为 M1 模型最小, M6 模型最大。由此说明随着方柱排数的增多, 其远场噪声呈逐渐减小的趋势。

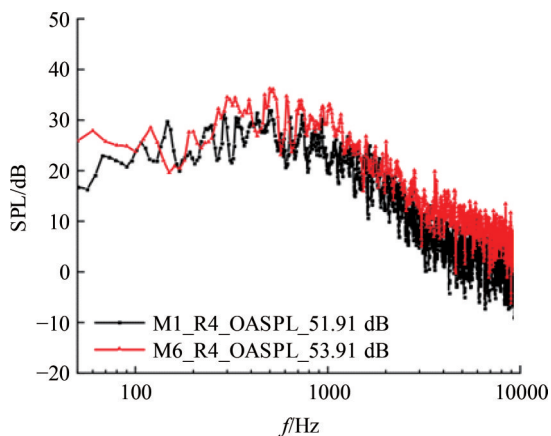


图 15 不同模型下 R4 监测点声压级

Fig. 15 Sound pressure level of R4 monitoring point under different models

图 16 为两个模型在不同监测点处的降噪量。从图中可以看出, 在监测点 R1 和 R7 处, 两种模型的降噪量相差较小, 在 R1 监测点处, M6 模型的降噪量甚至要高于 M1 模型, 但对于监测点 R2~R6, M1 的降噪量远大于 M6 模型。以监测点 R4 为例, 降噪量分别为 6.28 (M1 模型)、4.28 dB (M6 模型)。由此可知, 在其他条件 (速度、高度) 相同的情况下, 翼型叶片阵列扰流结构中方柱的排数越多, 对远场监测点的降噪效果越好。

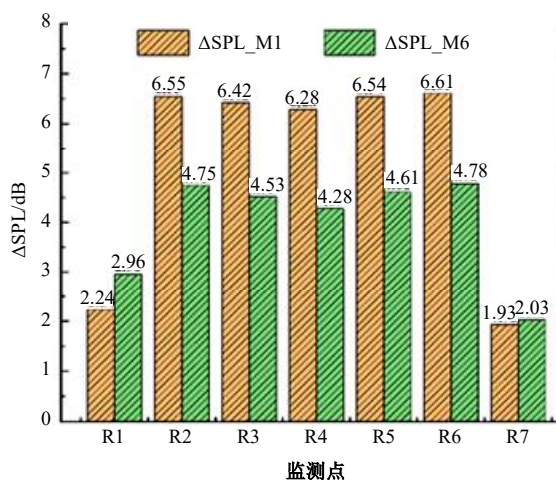


图 16 不同模型各监测点降噪量

Fig. 16 Noise reduction of each monitoring point of different models

综上, 扰流阵列的排数增加, 可以提高降噪量幅度, 但对阻力及尾缘脱落涡几乎没有明显影响。

5 结 论

(1) 在来流攻角 0° 的条件下, 通过声学风洞测试验证了凸点阵列翼型具有明显降噪效果。其中, 在 20 m/s 来流条件下, 总声压级降噪量可达 3.6 dB; 在 30 m/s 来流条件下, 降噪量为 1.5 dB, 但是考虑到点阵翼型频谱曲线已经完全被风洞背景噪声掩盖, 实际点阵降噪量可能 > 1.5 dB。

(2) 采用双圆柱干涉声学风洞试验数据, 完成了大涡模拟/FW-H 声学比拟混合预测数值方法的准确性验证; 进一步通过数值模拟, 从翼型表面压力扰动源展向相干性角度揭示了前缘点阵翼型的降噪机理。

(3) 数值模拟分析结果表明, 在 20 m/s 和 30 m/s 两种来流条件下, 点阵前缘具有相同的降噪量。说明在 20~30 m/s 来流工况下, 点阵前缘具有明显的降噪效果。

(4) 通过分析可知, 前缘阵列结构高度越高, 排数越多, 降噪效果越好, 为前缘阵列扰流结构工程化应用及参数化设计提供了支撑。

参考文献:

- [1] Fish F E, Battle J M. Hydrodynamic design of the humpback whale flipper[J]. Journal of Morphology, 1995, 225(1): 51-60.
- [2] Hansen K, Kelso R, Doolan C. Reduction of flow induced tonal noise through leading edge tubercle modifications[C]//AIAA Paper, 2010-3700.
- [3] Wang J, Zhang C, Wu Z, et al. Numerical study on reduction of aerodynamic noise around an airfoil with biomimetic structures[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017, 394: 46-58.
- [4] Howe M S. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge[J]. Journal of Fluids and Structures, 1991, 5(1): 33-45.
- [5] Howe M S. Noise produced by a sawtooth trailing edge[J]. The Journal of the Acoustical society of America, 1991, 90(1): 482-487.
- [6] Arina R, Rinaldi R D R, Iob A, et al. Numerical study of self-noise produced by an airfoil with trailing-edge serrations[C]//AIAA Paper, 2012-2184.
- [7] Jones L, Sandberg R. Numerical investigation of airfoil self-noise reduction by addition of trailing-edge serrations[C]//AIAA Paper, 2010-3703.
- [8] 黄琪琪, 陈二云, 杨爱玲, 等. 倾斜锯齿尾缘轴流风机降噪的实验研究[J]. 动力工程学报, 2020, 40(9):

- 735-741.
- Huang Qi-qi, Chen Er-yun, Yang Ai-ling, et al. Experimental study on noise reduction of axial fan with inclined serrated tail edge[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2020, 40(9): 735-741.
- [9] 陈伟杰, 乔渭阳, 仝帆, 等. 尾缘锯齿结构对叶片边界层不稳定噪声的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3317-3327.
- Chen Wei-jie, Qiao Wei-yang, Tong Fan, et al. Effect of trailing edge serrated structure on unstable noise of blade boundary layer[J]. Journal of Aeronautics, 2016, 37(11): 3317-3327.
- [10] 汪瑞欣, 赵振宙, 王同光, 等. 锯齿尾缘 DU91-W2-250 风力机翼型气动及噪声特性分析[J]. 太阳能学报, 2020, 41(12): 221-228.
- Wang Rui-xin, Zhao Zhen-zhou, Wang Tong-guang, et al. Analysis of aerodynamic and noise characteristics of sawtooth trailing edge DU91-W2-250 wind turbine airfoil[J]. Journal of Solar Energy, 2020, 41(12): 221-228.
- [11] Wang J, Zhang C C, Wu Z Y, et al. Numerical study on reduction of aerodynamic noise around an airfoil with biomimetic structures[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017, 394: 46-58.
- [12] Zhang C C, Cheng W, Du T Y, et al. Experimental and numerical study on noise reduction of airfoil with the bioinspired ridge-like structure[J]. Applied Acoustics. 2023, 203: 109190.
- [13] Epikhin A, Evdokimov I, Kraposhin M, et al. Development of a dynamic library for computational aeroacoustics applications using the openFOAM Open Source Package[J]. Procedia Computer Science, 2016, 66: 150-157.
- [14] Lockard D. Summary of the tandem cylinder solutions from the benchmark problems for airframe noise computations—I workshop[C] //AIAA Paper, 2011-3053.
- [15] 陈武, 周毅. 基于 K-FWH 声比拟方法的串列双圆柱气动噪声研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(10): 2118-2128.
- Chen Wu, Zhou Yi. Research on pneumatic noise of tandem double cylindrical based on K-FWH acoustic analogy method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(10): 2118-2128.
- [16] 杜天宇. 基于仿生流动控制的无人机螺旋桨降噪研究[D]. 长春: 吉林大学生物与农业工程学院, 2022.
- Du Tian-yu. Research on noise reduction of UAV propeller based on bionic flow control[D]. Changchun: College of Biological and Agricultural Engineering, Jilin University, 2022.
- [17] Amiet R K. Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream[J]. Journal of Sound and Vibration 1975, 41(4): 407-420.