

孔型及倾斜角对穿孔叶片气动和噪声特性的影响

王善彬¹, 杨爱玲^{1,2,3}, 李国平⁴, 陈二云^{1,2}, 邬长乐¹

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093;

3. 上海出版印刷高等专科学校, 上海 200093; 4. 上海船舶设备研究所, 上海 200031)

摘要: 针对叶片尾缘穿孔对气动及噪声特性的影响, 基于 NACA65019 叶片, 在雷诺数 $Re=2\times 10^5$ 条件下, 采用大涡模拟和 FW-H 方法研究孔型和倾斜角对叶片气动特性、绕流流场和噪声特性的影响规律, 并选择降噪效果较好的穿孔模型应用到小型轴流风机上, 对穿孔风机进行试验。结果表明: 当穿孔倾斜角为 30° 时, 在一定攻角范围内 ($\alpha\leq 10^\circ$), 圆柱型穿孔叶片气动性能最接近原始叶片, 并且该穿孔叶片总声压级降低可达 9 dB。这是由于穿孔叶片有效抑制了涡量沿叶片表面法向的发展, 加速了尾缘涡沿流动方向的能量衰减, 且穿孔形成的射流使大尺度的涡破碎形成小尺度的涡, 衰减波动力, 降低了气动噪声。

关键词: 叶片穿孔; 数值模拟; 气动特性; 涡量; 声压级

中图分类号: V 231 文献标志码: A

Influence of hole type and incline angle on the aerodynamic and noise characteristics of perforated blade

WANG Shanbin¹, YANG Ailing^{1,2,3}, LI Guoping⁴, CHEN Eryun^{1,2}, WU Changle¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China;

3. Shanghai Publishing and Printing College, Shanghai 200093, China; 4. Shanghai Marine Equipment Research Institute, Shanghai 200031, China)

Abstract: Aiming at the impact of blade trailing edge perforation on aerodynamic and noise characteristics, based on NACA65019 blades, under the condition of Reynolds number $Re=2\times 10^5$, large eddy simulation and FW-H method were used to study the influences of hole pattern and inclination angle on blade aerodynamic characteristics and flow field around blade and noise characteristics. The perforation model with better noise reduction effect was chosen to apply to the small axial flow fan. The perforation fan was tested. The results show that when the perforation angle is 30° , the aerodynamic performance of the cylindrical perforated blade is closest to the original blade within a certain angle of attack ($\alpha\leq 10^\circ$). In addition, the sound pressure level of the perforated blade can be reduced by 9 dB. This is because the perforated blade effectively reduces the development of vorticity along the normal

收稿日期: 2021-03-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (51106099)

第一作者: 王善彬 (1994-), 男, 硕士研究生. 研究方向: 叶轮机械气动噪声预测与控制. E-mail: 1271128545@qq.com

通信作者: 杨爱玲 (1969-), 女, 教授. 研究方向: 叶轮机械气动噪声预测与控制. E-mail: alyang@usst.edu.cn

direction of the blade surface, and accelerates the energy attenuation of the trailing edge vortex along the flow direction. Additionally, the jet formed by the perforation breaks the large-scale vortex to form small-scale vortices, which attenuates the wave power, reducing the aerodynamic noise.

Keywords: *blade perforation; numerical simulation; aerodynamic performance; vorticity; sound pressure level*

作为通风散热设备, 通风机广泛应用于暖通、计算机、家用电器等领域, 其气动噪声成为影响室内噪声品质的重要因素。相关研究表明, 叶片尾缘噪声是通风机的主要气动噪声源之一^[1], 可采用锯齿结构尾缘^[2-4]、自由变形参数^[5]、刷状尾缘^[6]和多孔表面^[7]等方法进行抑制。

1972 年, Chanaud 等^[8]以降低流体动能向声能转化效率为目的, 采用多孔叶片来降低风扇噪声。实验证明多孔叶片可以降低 A 计权声压级 5 dB 左右。1979 年, Howe^[9]对刚性壳体穿孔表面流体脉动进行理论分析, 从理论角度证实了多孔尾缘降低噪声的可能性。Geyer 等^[10]实验测量了多孔渗透叶片的气动噪声, 证明渗透性表面可以降低尾缘气动噪声, 但是会降低升力、增加阻力, 使叶片气动性能损失较大。刘汉儒等^[7]以 NACA0012 叶片为基体, 在距离尾缘 0.07~0.15 倍弦长处设置多孔区域, 通过数值模拟手段, 研究不同攻角下叶片的流动和气动噪声特性。结果发现: 多孔尾缘在较大攻角(失速前)、低于 1 000 Hz 的频率范围时能降低叶片噪声 4 dB 左右; 和原叶片相比, 多孔叶片空气动力学性能(升阻比)损失可达 8%。马扬等^[11]研究了叶片尾缘双穿孔孔径、穿孔位置对叶片性能的影响, 结果表明, 在小攻角下, 尾缘双穿孔叶片升阻比较原叶片有明显的提升, 且相较于原叶片噪声最高可降低 10 dB。

除孔径、孔位置外, 孔型、穿孔倾斜角以及排列方式等均可能对穿孔后的叶片流场有影响。戴萍等^[12]研究孔型对叶片气膜冷却效率的影响过程, 发现不同孔型对叶片穿孔射流的作用不同, 从而影响叶片流场。受此启发, 本文拟采用数值模拟方法研究孔型、倾斜角对穿孔叶片流场和气动噪声的影响机制和规律, 为穿孔叶片在通风机气动噪声控制中的应用提供依据。

1 几何模型

本文研究的原型叶片为 NACA65019, 叶片弦

长 $c=100\text{ mm}$ 。参考文献 [11], 选取叶片穿孔位置 $X_c=0.82c$, 如图 1 所示。图中, φ 为倾斜角, 本文分别取 $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 。采用的穿孔孔型分别为圆柱型(C)、前向扩张型(Q)和后向扩张型(H), 3 种孔型几何参数见表 1。其中: d_1 为吸力面孔径; d_2 为压力面孔径。

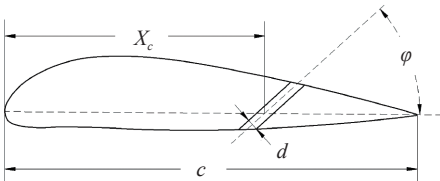


图 1 尾缘穿孔叶片平面示意图
Fig.1 Plane diagram of trailing edge perforated blade

表 1 3 种孔型定义
Tab.1 Three hole type definitions

孔型	d_1/mm	d_2/mm	d_1/d_2
C	1.5	1.5	等于1
Q	1.0	1.5	小于1
H	1.5	1.0	大于1

2 数值计算方法

本文使用 Fluent 软件, 采用大涡模拟方法求解非定常不可压 N-S 方程获得叶片绕流的数值解, 以及湍流场的基本特征, 其中非定常流场的初场由叶片流场的定常数值解给出。气动噪声的预测采用 FW-H 积分方法计算。

2.1 控制方程及边界条件

本文研究的空气流动马赫数低于 0.3, 可视作不可压流动。本文采用 SST(shear stress transport)模型求解三维不可压的雷诺时均 N-S(Navier-Stokes)方程组, 计算叶片绕流场的定常解。求解过程中,

控制方程采用压力速度耦合的 SIMPLE 算法，对流插值选用二阶迎风格式，获得的定常流场收敛解作为非定常计算的初场。

非定常计算采用大涡模拟 (LES) 方法，其中，采用动力 Smagorinsky-Lilly 亚格子模型，从而获取叶片的非定常绕流流场信息。在非定常计算中，时间步长 $\Delta t=2\times10^{-5}$ s。

气动噪声预测采用 FW-H (fowcs Williams-Hawking) 声学模型来模拟，并用 FFT 方法对噪声数据进行处理，获得噪声频谱分布特性。

计算域有进口、出口、固体壁面以及远场 4 种边界，进口及远场边界条件给定为速度入口，出口边界条件为自由出流，叶片壁面设置为绝热无滑移壁面，展向方向为周期性边界条件。

2.2 计算域及网格

图 2 为叶片的计算域示意图，进口边界距叶片前缘 20 倍弦长，出口距叶片前缘 30 倍弦长，上、下层边界距叶片弦线均为 20 倍弦长，整个计算域分为 2 个计算子域，如图 2 所示。其中：A 域为外围流场区域；B 域为叶片近壁区域。由于 B 域网格质量对数值解精度影响较大，所以 B 域使用 O 型网格划分。图 3 是来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 、孔倾斜角 $\varphi=45^\circ$ 时 C 型孔叶片的近壁面网格示意图。近壁面第一层网格高度为 0.01 mm，增长率为 1.05，近壁面第一层网格的 y^+ 值小于 1，网格的正交度大于 0.2，满足大涡模拟方法对网格质量的要求，经网格无关性验证，本文确定计算域网格总数在 350 万左右。

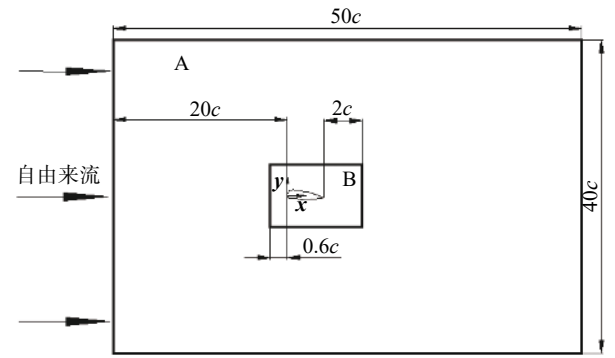


图 2 计算流场域
Fig.2 Flow field for calculate

2.3 计算方法验证

图 4 为攻角 $\alpha=0^\circ$ 时原 NACA65019 叶片表面静压的实验与数值模拟对比曲线，图中实验数据来

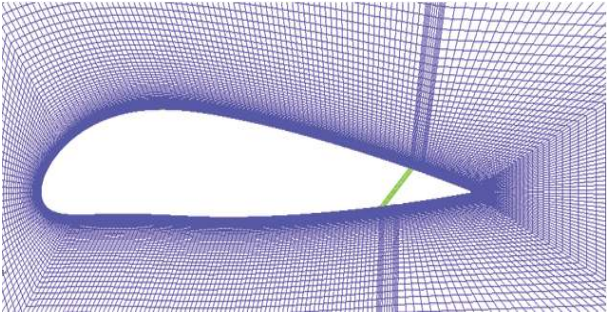


图 3 近壁面网格 (C-45°)
Fig.3 Near-wall mesh (C-45°)

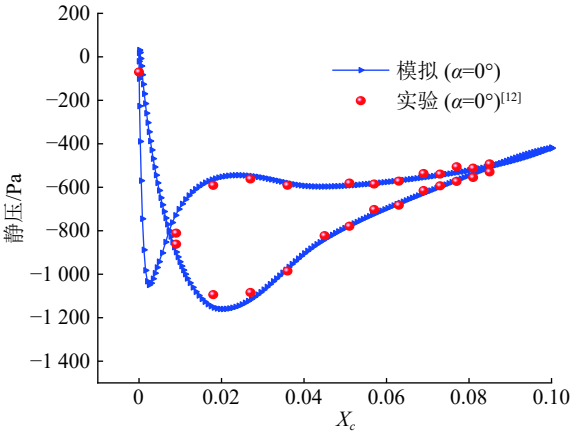


图 4 叶片表面静压分布
Fig.4 Static pressure distribution on blade surface

自文献 [11]。噪声测试的工具为丹麦公司的 Bruel and Kjaer 手持式噪声分析仪 (Type 2270)，该仪器使用 B&K4189 型传声器和 ZE-0032 前置放大器，麦克风灵敏度为 46.0 mV/Pa，最大误差小于 0.2 dB，A 加权动态范围为 16.6~140 dB。测量过程中为避免仪器和测试人员对测量结果的影响，传声器通过数据线与分析仪连接。分析仪置于远离叶片的地面，用吸声材料覆盖。分析仪通过网线将采集数据传输到消声室外的计算机，噪声数据由计算机测量分析。为了尽量减小实验的系统误差，实验前采用 CA114 型号的声校准器对噪声仪进行校正。

由图 4 可见，静压数值模拟值及实验值趋势相同，在吸力面弦长 0.018 m 处与实验值相差最大，相对误差为 5.5%，在可接受误差范围内，证明了本文所采用的数值方法可靠。

图 5 为雷诺数 $Re=2\times10^5$ 、 $\alpha=0^\circ$ 时，同一监测点处实验和数值模拟获得的声压频谱曲线。由于消声实验室截止频率为 100Hz，因此图中仅给出了 100Hz 以上的频谱。由图可知：实验和数值模拟获得的

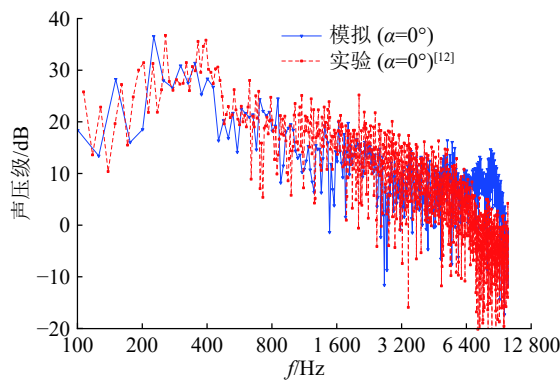


图 5 原始叶片实验和数值模拟的噪声特性对比
Fig. 5 Comparison of noise characteristics between original blade experiment and numerical simulation

频谱曲线分布趋势基本相符，在 100~800 Hz 范围，实验结果与数值模拟结果一致；在 900~3 200 Hz 范围，实验结果高于数值模拟；在 5 000~10 000 Hz 范围，实验结果低于数值模拟。实验和数值计算得到的测点总声压级相差 0.4 dB。可见，本文采用的数值方法较好地给出了叶片绕流辐射的声场。

对于实验值和模拟值在某一频段内的差距，本文认为有以下几种原因：a. 由于实验的偶然因素引起的随机误差；b. 实验测量所用的叶片展长为 420 mm，测试段为 300 mm，而模拟叶片的展长为 12 mm，声源面积相差 33.3 倍。采用噪声叠加原理进行处理时，无法保证测试段都在同一雷诺数下，同时测试段外也存在流速，会对测试段有影响。

3 计算结果分析

3.1 气动及流场特性

图 6 给出了 C 型叶片的升力系数(C_l)、升阻

比(C_l/C_d)随穿孔倾斜角变化的曲线，其中，横坐标为攻角大小。可见，倾斜角对叶片升力系数、升阻比分布趋势影响较小。当来流攻角 $\alpha \leq 6^\circ$ 时，不同穿孔倾斜角叶片的升力系数与原始叶片基本一致，当 $6^\circ < \alpha < 10^\circ$ 时，穿孔叶片升力系数大于原始叶片，随后各穿孔叶片的升力系数随攻角增加迅速下降，低于原始叶片。图中，YS 表示原始叶片。

图 7 给出了 $\varphi=30^\circ$ 时，叶片升力系数(C_l)、升阻比(C_l/C_d)随穿孔孔型变化的曲线。由图可知：当 $\alpha \leq 6^\circ$ 时，穿孔叶片升力系数基本一致；但 $\alpha=3^\circ$ 时，Q 型叶片升阻比明显降低，降低比例达到 27.4%；H 型叶片升阻比明显增大，增大比例达到 17.3%； $\alpha > 9^\circ$ 时，C 型叶片气动性能最接近原始叶片。综合图 6、图 7 可得，倾斜角 $\varphi=30^\circ$ 的 C 型穿孔叶片的气动性能相对较好，与原始叶片最为接近。

图 8 给出了 $\alpha=9^\circ$ 时，C 型穿孔叶片近尾缘区域流图谱随穿孔倾斜角的变化。图中， X,Y 分别为叶片水平和垂直方向离原点的距离与弦长的比值。从该图可以看出，在原始叶片吸力面，有一较为明显的分离涡驻留在尾缘处；叶片进行穿孔后，压差作用引起一股自压力面射向吸力面的射流，从而注入一部分能量到吸力面的低能流体，使吸力面尾缘处的分离涡破碎成较小的分离涡。表 2 给出了相同攻角下，原始叶片以及穿孔倾斜角 $\varphi=30^\circ, 45^\circ$ 和 60° 时的 C 型穿孔叶片的分离点位置 x 。可见，穿孔叶片的射流会使吸力面分离点位置后移。李典等^[13]研究表明分离后移可提高叶片升力系数，这与图 5 所示的升力系数分布相对应。

为探究穿孔对叶片尾迹流动的影响机制，本

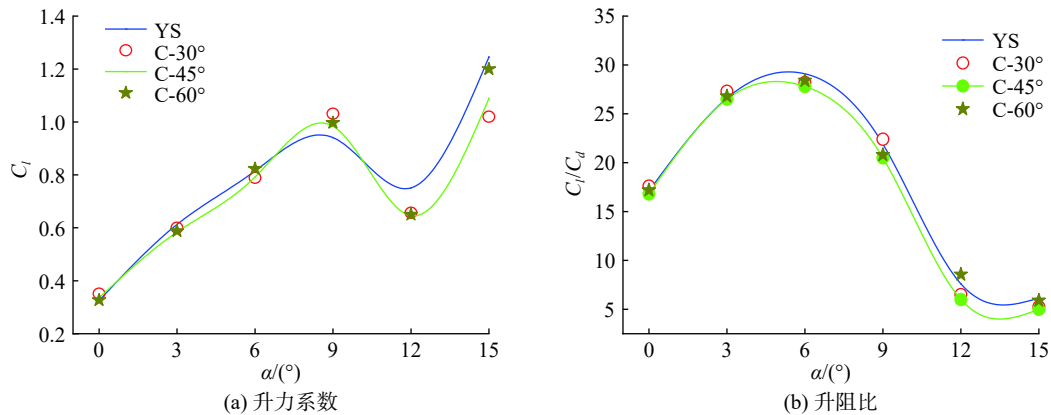


图 6 倾斜角对 C 型叶片升力系数、升阻比的影响
Fig.6 Influence of inclination angle of perforation on C type blade lift and drag coefficient

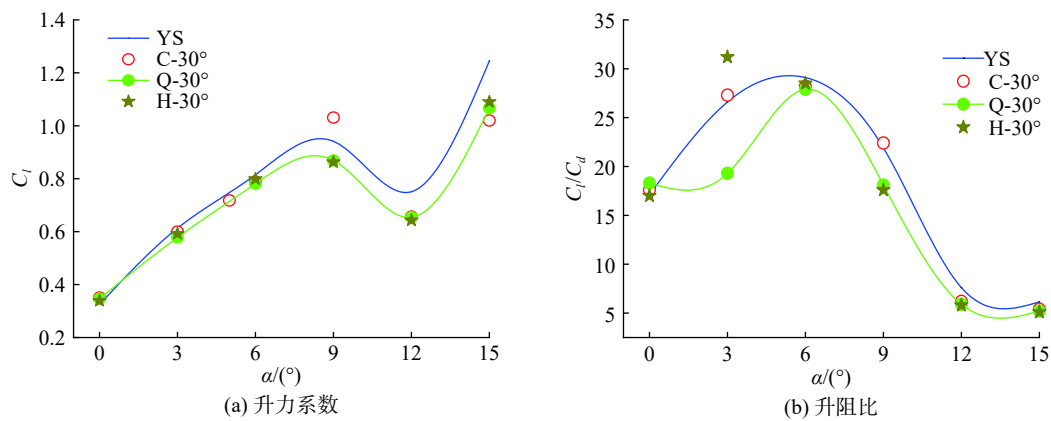


图 7 孔型对叶片升力系数、升阻比的影响

Fig.7 Influence of perforated structure on blade lift and drag coefficient

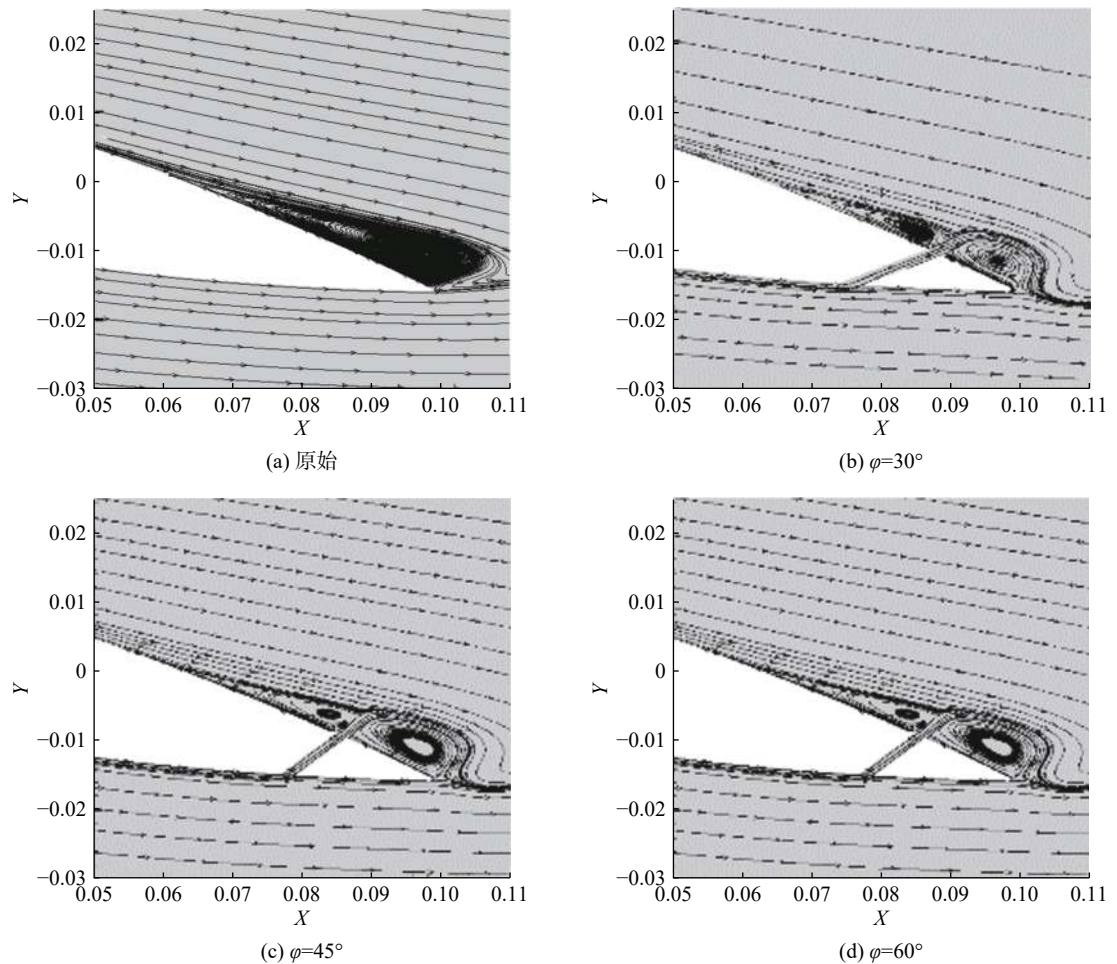


图 8 倾斜角对叶片近尾缘区域流线图影响 ($\alpha=9^\circ$ 、C 型)

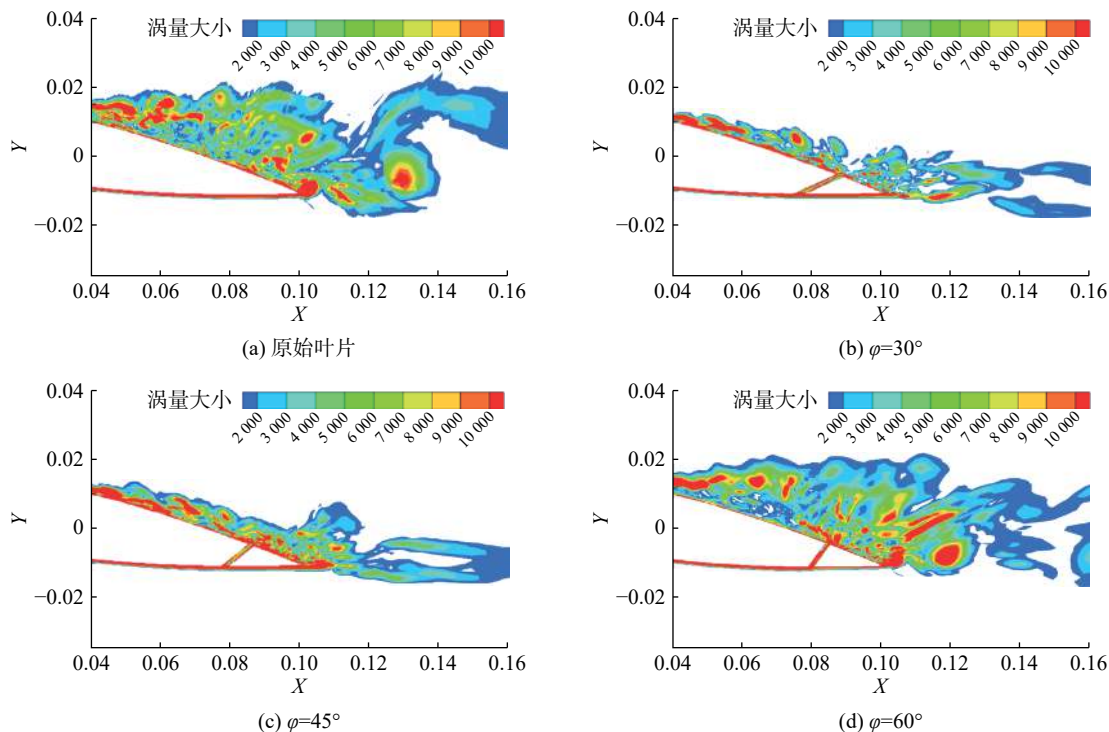
Fig.8 Effect of the inclination angle on the streamline pattern near the trailing edge of the blade ($\alpha=9^\circ$, C type)

表 2 叶片表面分离点位置 ($\alpha=9^\circ$ 、C 型)

Tab.2 Position of the separation point on the blade surface ($\alpha=9^\circ$, C type)

叶片	原始	$\varphi=30^\circ$	$\varphi=45^\circ$	$\varphi=60^\circ$
x/X_c	0.052	0.058	0.055	0.056

文研究了充分发展状态下的某瞬时($t=0.1\text{ s}$)的涡量特征。本文以 $\alpha=6^\circ$ 为例, 介绍了涡量特征。图 9 给出了 $\alpha=6^\circ$ 时, C 型穿孔叶片的尾迹涡量云图随穿孔倾斜角的变化。从图 9(a) 所示的原始叶片涡量云图可以看出, 叶片吸力面边界层内出现

图9 倾斜角对叶片尾迹涡量的影响 ($\alpha=6^\circ$ 、C型)Fig.9 Effect of the inclination angle on blade wake vorticity ($\alpha=6^\circ$, C type)

了分离涡, 分离涡沿流向运动、发展, 在尾缘处与压力面边界层混合并脱落, 成为高涡量尾迹涡结构。

相比于原始叶片, $\varphi=30^\circ$ 的C型穿孔叶片的涡量分布发生了明显变化, 如图9(b)所示, 叶片尾缘的涡量大小以及涡的范围明显小于原始叶片, 这表明穿孔叶片的射流有效抑制了涡沿叶片表面法向的发展, 使大尺度涡破碎成了小尺度涡, 从而使得叶片尾缘尾迹宽度显著减小。对比图9(b)和9(c)可以发现, $\varphi=45^\circ$ 时的穿孔叶片尾缘涡量分布与 $\varphi=30^\circ$ 时基本接近, 但抑制效果没有后者效果显著。由图9(d)可知, $\varphi=60^\circ$ 时C型叶片的穿孔射流已无法抑制涡的发展, 相比原始叶片, 无论涡量的大小还是涡的范围均有扩大的趋势。在低马赫数下认为, 流动噪声来源于涡, 因此猜测 $\varphi=30^\circ$, 45° 的C型穿孔叶片可有效降低流动噪声。

图10给出了 $\alpha=6^\circ$ 时, $\varphi=30^\circ$ 穿孔叶片的尾迹涡量云图随穿孔孔型的变化。相比于原始叶片, $\varphi=30^\circ$ 的3种穿孔孔型叶片的涡量分布均发生了明显变化。叶片尾缘涡涡量大小以及涡的范围明显小于原始叶片, 这是由于穿孔射流的作用所致。各穿孔孔型叶片相比, 涡量大小以及涡的范围差

异不明显, 在 $\varphi=30^\circ$ 的情况下, 穿孔孔型不能明显改变叶片绕流流场。

3.2 噪声特性

为显示绕流叶片湍流场向远场辐射的噪声, 在50%叶高所在截面上, 距叶片弦长中点为1.2 m的圆上, 均匀布置24个声学监测点, 如图11所示。

图12为 $\alpha=6^\circ$ 时, 不同穿孔倾斜角对C型穿孔叶片的噪声影响。由图可知, 叶片穿孔后其绕流噪声的指向型分布图样几乎不变, 但噪声水平有明显变化。相比于原始叶片, $\varphi=30^\circ$, 45° , 60° 的C型穿孔叶片的噪声总声压级平均下降了8.6, 6.6, 2.1 dB。从监测点b1的声压频谱曲线(如图11(b)所示)来看, $\varphi=60^\circ$ 的C型穿孔叶片与原始叶片相比, 在100~20000 Hz范围内, 不同频段内的声压级几乎不变化, 这与前文中的涡量变化和噪声指向性图相印证。 $\varphi=30^\circ$, 45° 时, 穿孔叶片明显降低了100~500 Hz以及3200~9000 Hz内的噪声, 这是由于穿孔射流将叶片吸力面上大的分离涡破碎形成小的分离涡, 使得附面流体变得相对稳定。当频率大于10000 Hz后, 降噪效果没有低频明显, 甚至高频段噪声略大于原始叶片, 可能是

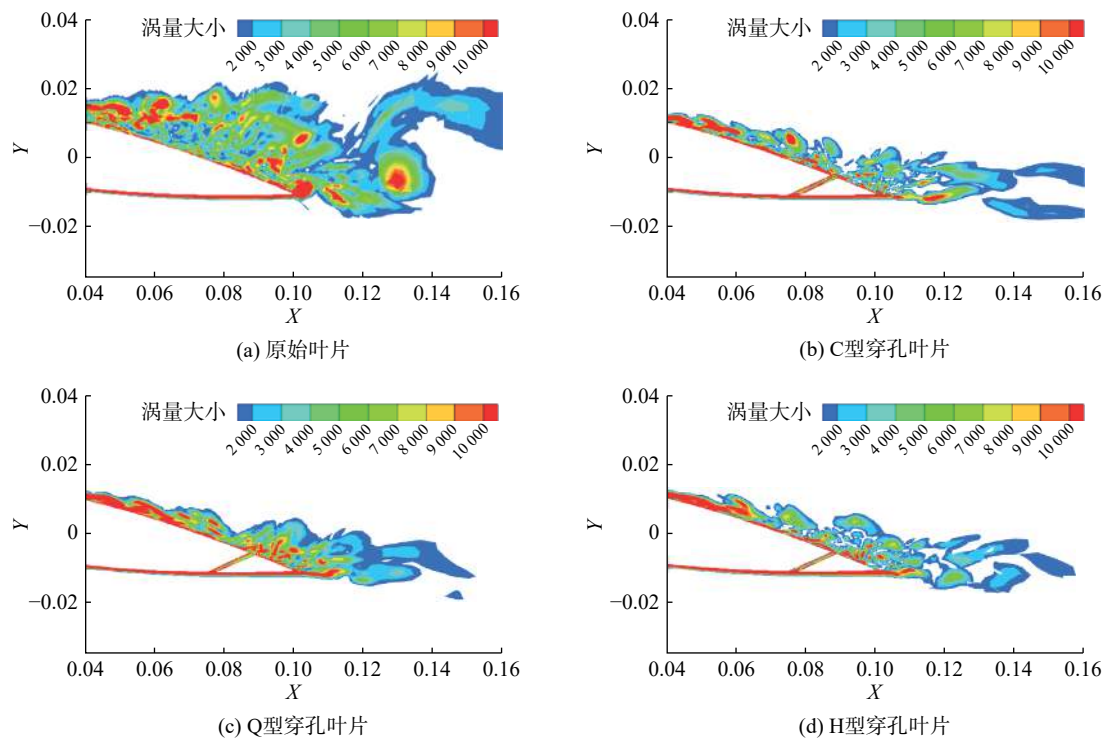


图 10 孔型对叶片尾迹涡量的影响 ($\alpha=6^\circ$, $\varphi=30^\circ$)
Fig.10 Influence of hole type on blade wake vorticity ($\alpha=6^\circ$, $\varphi=30^\circ$)

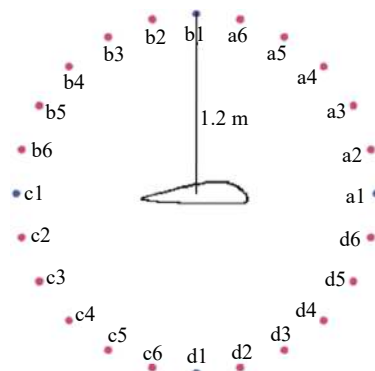


图 11 声场测点位置分布
Fig. 11 Position distribution of monitoring points

由穿孔引起的方腔噪声。噪声指向性图及频谱图都证明了除 $\varphi=60^\circ$ 外的穿孔叶片均有降低噪声的能力。

图 13 为 $\alpha=6^\circ$, $\varphi=30^\circ$ 时, C 型、Q 型、H 型穿孔孔型对叶片噪声的影响。叶片穿孔后其绕流噪声的指向型分布图样几乎不变, 但噪声水平有明显变化。相比于原始叶片, C 型、Q 型、H 型穿孔叶片的噪声声压级平均下降了 8.6, 7.5, 6.5 dB。不同穿孔结构叶片的频谱声压级分布趋势一致, 与原始叶片相比, 穿孔处理减小了涡量大小以及涡的范围, 使得 100~500 Hz、3 200~9 000 Hz 频段声压级降低。

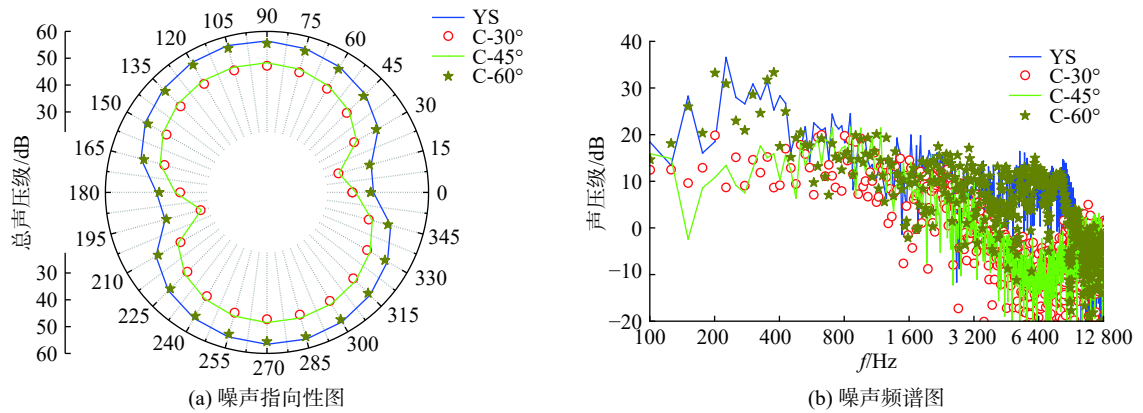


图 12 倾斜角对噪声的影响 (C 型)
Fig.12 Effect of tilt angle on noise (C type)

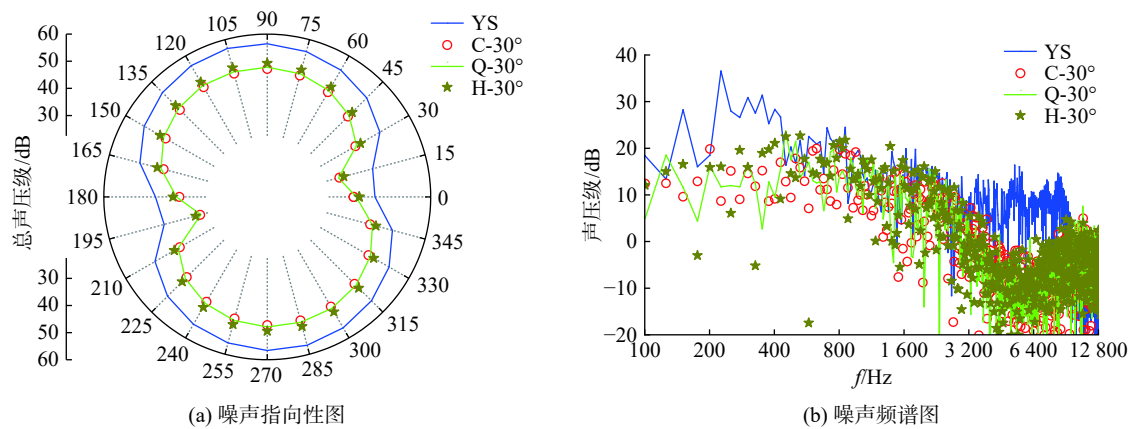


图 13 孔型对噪声的影响 ($\varphi=30^\circ$)
Fig.13 Influence of hole type on noise ($\varphi=30^\circ$)

4 结 论

基于 NACA65019 叶片，在雷诺数 $Re=2\times10^5$ 条件下，采用大涡模拟和 FW-H 方法研究了穿孔孔型和穿孔倾斜角对叶片气动特性、绕流流场和噪声特性的影响规律，并得出以下结论：

- a. 穿孔叶片随着 φ 的增大，穿孔对涡量抑制作用越小，结合穿孔叶片每个攻角情况下的升力系数、升阻比对比分析，当 $\varphi=30^\circ$ 时，C 型穿孔叶片气动性能最接近原始叶片。
- b. 叶片穿孔后其绕流噪声的指向型分布图样几乎不变，但噪声水平有明显变化，穿孔改型对叶片各个方向的声压级都有一定程度的降低，在前缘和尾缘处降低幅度最大。
- c. 结合穿孔叶片的流场分析，本文认为穿孔有效降低噪声的原因是：在一定攻角下，穿孔处理抑制了涡量沿叶片表面法向的发展，并且加速了尾缘涡沿流动方向的能量衰减，同时，穿孔射流使大涡破碎成小涡，衰减波动力，使得气动噪声降低。

参考文献：

[1] 刘敏. 基于数值模拟及实验的贯流风扇气动噪声特性研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2009.
[2] 卜庆东, 李春, 余万, 等. 翼型前缘对风力机翼型气动性能的影响 [J]. 能源研究与信息, 2020, 36(3): 125–134.
[3] 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.
[4] CHONG T P, VATHYLAKIS A. On the aeroacoustic and flow structures developed on a flat plate with a serrated sawtooth trailing edge[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2015, 354: 65–90.
[5] 汤海川, 郭枫. 基于齿轮修形的汽车变速器齿轮啸叫噪声改善研究 [J]. *上海理工大学学报*, 2013, 35(3): 294–298.
[6] FINEZ A, JONDEAU E, ROGER M, et al. Broadband noise reduction with trailing edge brushes[C]//16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Stockholm: AIAA, 2010.
[7] 刘汉儒, 王掩刚, 张俊. 尾缘多孔结构流动控制影响的数值研究 [J]. *西北工业大学学报*, 2017, 35(1): 103–108.
[8] CHANAUD R C. Noise reduction in propeller fans using porous blades at free-flow conditions[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1972, 51(1A): 15–18.
[9] HOWE M S. On the added mass of a perforated shell, with application to the generation of aerodynamic sound by a perforated trailing edge[J]. *Proceedings of the Royal Society A, Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 1979, 365(1721): 209–233.
[10] GEYER T, SARRADJ E, FRITZSCHE C. Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils[J]. *Experiments in Fluids*, 2010, 48(2): 291–308.
[11] 马扬, 杨爱玲, 陈二云. 尾缘双穿孔对翼型性能影响研究 [J]. *热能动力工程*, 2019, 34(12): 122–130.
[12] 戴萍, 林枫. 气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展 [J]. *热能动力工程*, 2009, 24(4): 415–420.
[13] 李典, 刘小民, 杨罗娜. 仿鸭翼的三维仿生翼型叶片气动特性研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2016, 50(9): 111–118.

(编辑：丁红艺)