

DOI: 10.7511/jslx20230629001

风力机叶片新型襟翼角锯齿降噪机理的数值研究

杨心刚¹, 张雅君¹, 宋柏阳², 徐丽^{*2}, 边晓燕³

(1. 国网上海市电力公司电力科学研究院, 上海 200437;
2. 上海电力大学 数理学院, 上海 201306;
3. 上海电力大学 电气工程学院, 上海 200090)

摘要:应用尾缘锯齿组件降低叶片表面的尾缘湍流噪声是风力机叶片降噪的有效手段。本文基于 NACA64₃418 风机翼型设计了一种新型圆角襟翼尾缘锯齿, 并采用数值方法研究其降噪机理。应用大涡模拟 (LES) 方法计算来流风速为 20 m/s、攻角为 5° 的基准翼型和锯齿尾缘翼型的流场, 通过 FW-H 声类比方法分析尾缘附近的气动声学响应。计算结果表明, 相比无尾缘锯齿的基准翼型, 尾缘有襟翼角锯齿的翼型能有效优化翼型气动布局, 提高升阻比和升力系数, 新型圆角襟翼锯齿的气动性能优于传统的三角形襟翼锯齿。当襟翼角锯齿改变尾缘流场后, 能将无襟翼角锯齿尾缘流场处的马蹄形涡流混合成为单涡流, 使得相邻锯齿缝隙间的横流强度得到明显降低, 从而对中高频噪声的抑制产生积极影响, 同时圆角尾缘锯齿的降噪效果优于三角形尾缘锯齿。

关键词: 风力机叶片; 湍流边界层噪声; 尾缘锯齿; 襟翼角; 大涡模拟

中图分类号: O355; TK83

文献标志码: A

文章编号: 1007-4708(2024)06-1143-08

1 引言

风力机叶片气动噪声源自空气与叶片表面相互作用, 而尾缘湍流噪声是其主要构成^[1,2]。当流体流经叶片时, 尾缘处湍流边界层的湍流会引起随机压力波动, 当这种压力波动发生突变时, 能量会出现散射, 伴随着强烈的湍流动能转化为噪声能, 进而形成尾缘湍流噪声^[3]。

大量研究致力于使用被动装置抑制尾缘湍流噪声, 如不同形状的多孔表面^[4]、刷子^[5]和尾缘锯齿^[6,7]等。其中基于仿生学原理设计的尾缘锯齿, 由于其制造、安装和维护简单, 兼有优异的气动性能和降噪性能, 已成为降低风力机叶片气动噪声的重要方式。然而, 由于带有尾缘襟翼叶片的涡流场异常复杂, 设计具有优秀降噪特性的尾缘锯齿构型, 保持或进一步提升装有该尾缘锯齿襟翼的叶片的气动性能, 及明晰其降噪机理等问题一直是空气动力学领域和能源领域的难题和热点^[8-15]。

三角形锯齿是一种经典的具有降噪优势的尾

缘锯齿。Dassent 等^[8-10]通过风洞实验得到应用三角形尾缘锯齿可获得 3 dB~5 dB 的中低频降噪水平。另外, Avallone 等^[11]研究了圆角形锯齿对翼型降噪效果的影响, 发现该形状锯齿相比于三角形锯齿可带来额外 2 dB 的降噪效果, 主要降噪原因是圆角形锯齿根部位置的噪声源涡流得到了抑制。各类锯齿的襟翼锯齿的角度 φ 、波长 λ 和齿长 $2h$ 是设计的关键参数。Howe^[12,13]于 20 世纪 90 年代第一次理论分析了不同波长和齿长构成的锯齿对降噪效果的影响。Woodhead 等^[15]对不同襟翼角度的锯齿降噪能力进行数值分析, 发现约 5° 正负襟翼角的三角形锯齿降噪效果最佳, 襟翼锯齿角度将可能成为继波长和齿长后又一个影响锯齿翼型降噪水平的重要因素。Llorente 等^[16]对安装襟翼角锯齿的 Nordex ADO30 和 NACA64₃418 两种风机叶片翼型进行了风洞实验和实地风机安装测试, 验证了襟翼角度会对叶片气动噪声和风机的总负荷发电量产生明显影响。

为了探究更优的锯齿结构来抑制风力机叶片

收稿日期: 2023-06-29; 修改稿收到日期: 2023-10-07.

基金项目: 国家电网有限公司科技项目 (52094022004F) 资助.

作者简介: 徐丽* (1977-), 女, 博士, 副教授 (E-mail: xulimaths@163.com).

引用本文: 杨心刚, 张雅君, 宋柏阳, 等. 风力机叶片新型襟翼角锯齿降噪机理的数值研究 [J]. 计算力学学报, 2024, 41(6): 1143-1150.

YANG Xin-gang, ZHANG Ya-jun, SONG Bo-yang, et al. Numerical study of novel multi-flapped-serration noise reduction mechanism of wind turbine airfoil [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2024, 41(6): 1143-1150.

的尾缘湍流噪声,本文从圆角锯齿和襟翼角度两个因素出发,设计了一种带有正负襟翼角和圆角形状相结合的新型锯齿(MFS+Curved),并与三角形襟翼锯齿(MFS)和无锯齿基准翼型进行对比。采用大涡模拟(LES)和FW-H(Ffowcs Willams&Hawkings)声类比方法计算分析尾缘附近的流场变化和噪声传播,基于波-涡的相互作用研究气动流场与降噪之间的关系,探究设计的尾缘锯齿的降噪机理,以期为风力机叶片锯齿结构设计提供新的思路。

2 物理模型和流动计算条件

2.1 几何设置

风力机叶片具有大展弦比的特点,本文聚焦叶片中间段的气动性能和噪声,并基于叶素理论,设置叶片中间段模型的展弦比。针对经典的 NACA64₃418 风力机翼型,参考相关研究成果^[7,11,17]和经过大量计算验证设计了叶片段的结构参数,最终采用基准翼型弦长 C 为 1000 mm,展向长度 b 为 400 mm,这种展弦比能够捕捉翼型表面边界层内的细小涡结构和反映叶片中间段的涡流场结构。

图 1 是基于 NACA64₃418 风力机翼型的三角形襟翼锯齿(MFS)和新型的圆角襟翼锯齿(MFS+Curved)的物理模型。设计锯齿齿长 $2h=100$ mm,波长 $\lambda=50$ mm,锯齿厚度 $\delta=5$ mm,+和-分别表示上扑锯齿和下陷锯齿,其相对于对称面的偏折角度上下均为 5° 。参考文献^[15,16]和计算验证,本文翼型攻角和锯齿襟翼角均设定为 5° ,该工况可获得较优的气动性能和降噪水平。

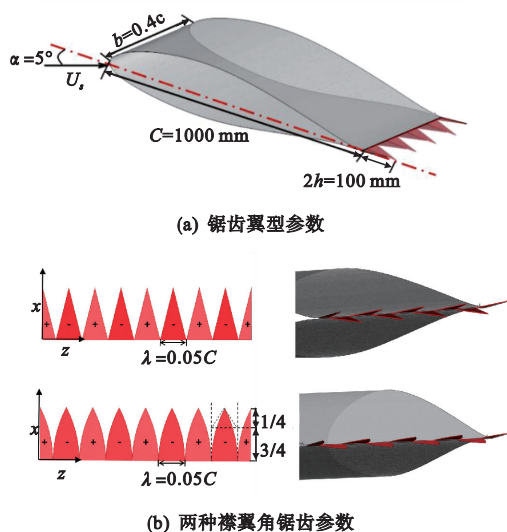


图 1 NACA64₃418 锯齿翼型结果
Fig. 1 Overview of the NACA64₃418 serration airfoil structure

2.2 计算网格和边界条件

整体流场域采用 C 形拓扑,如图 2 所示,设置流场进口与前缘距离为 $10C$,采用速度入口边界;设置流场出口与后缘距离为 $20C$,采用压力出口边界;设置流场域横截面宽度为 $0.4C$,流场域边界均采用周期边界条件,翼型锯齿表面为无滑移壁面。初始条件为自由来流速度为 20 m/s,基于弦长的雷诺数为 $Re=1.4 \times 10^6$ 。

计算域采用外部和内部分别为结构网格和非结构网格构成的搭接网格,如图 2(b)所示。对网格进行无关性检验,以平衡计算效率和计算精确度。本文对绕 NACA64₃418 锯齿翼型的 6 组混合网格(4-14million,间隔 2million 为一组)进行了计算,检查网孔密度对翼型流动特性的影响,不失一般性,表 1 给出了验证过程中的三种代表网格,即粗网格: $y^+=2$ (604 万),中网格: $y^+=1$ (803 万),细网格: $y^+ \leq 1$ (1044 万)。由于内域流动的复杂性,粗网格总耗时约为 4 天左右,平均每加粗 200 万,计算时间延长约 1.5 天,最细网格需计算 1 周左右。图 3 给出了 6 组网格的出口总压力和出口时间平均速度与网格数的关系,可以看到,当网格数超过约 800 万后,两个物理量不再随网格数的增长而发生显著变化。故计算采用了表 1 的网格 2,具体地,翼型表面第一层网格的高度设置为 $\Delta y=17$ mm,保证 $y^+ \leq 1$ 的同时对锯齿翼型周围的网格进行加密,非结构网格边界层加密比率为 1.05,结

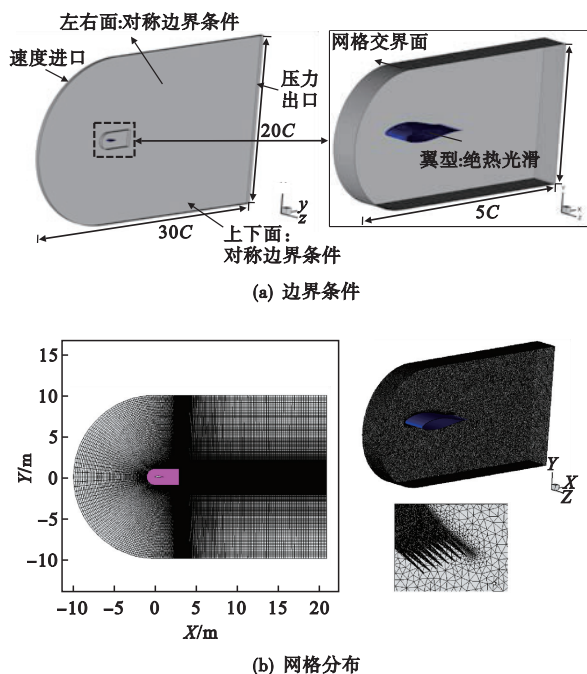


图 2 计算域边界条件和网格布局
Fig. 2 Fluid domain boundary condition settings and meshing

构网格边界层加密比率为 1.1,由此得到外域结构网格数为 1.01×10^6 ,内域非结构网格数为 7.02×10^6 ,总网格数大约为 803 万。

表 1 网格无关性验证中的三种代表网格
Tab.1 Representative meshes in independence verification

方案	外域数(万)	内域数(万)	总数(万)	残差设置
网格 1	101	503	604	1e-6
网格 2	101	702	803	1e-8
网格 3	121	923	1044	1e-10

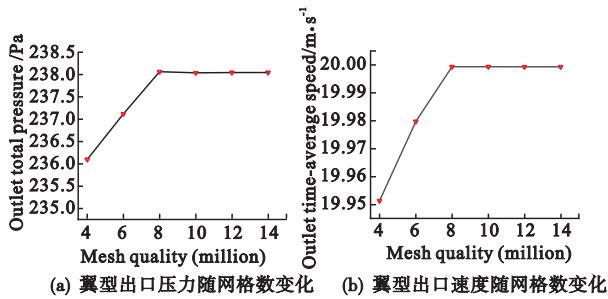


图 3 翼型周围出口压力和出口速度随网格数变化

Fig.3 Variation of outlet pressure and velocity around the airfoil with grid density

3 数值方法

本文流场模拟方法采用对低速复杂涡流场计算具有优势的 LES 的亚格子应力模型。考虑到风力机叶片气动噪声中单极子和偶极子噪声占主导,因此噪声计算采用基于 FW-H 声类比方法的忽略四极子源噪声的 Farassat 1A 公式。

3.1 LES 方法

LES^[18] 首先利用滤波函数将所有流动变量划分为大尺度涡和小尺度涡,随后用亚格子应力模型(SGS 模型)来建立小尺度涡与大尺度涡的关系。先引入滤波函数

$$\tilde{f} \equiv \frac{\overline{\rho f}}{\bar{\rho}} \quad (1)$$

利用滤波函数过滤 Navier-Stokes 方程^[19]后,可以得到 LES 方法在不可压缩流体中的控制方程

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial (\bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial \tilde{\sigma}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (3)$$

式中 ρ 为流体密度, u_j 为在 x_j 方向上的速度, p 为流体压力, $\tilde{\sigma}_{ij}$ 为应力张量, τ_{ij} 为亚格子应力。

采用 Smagorinsky-Lilly 的方法对 SGS 模型进行求解,其中涡粘度定义为

$$\mu_t = \bar{\rho} L_s^2 |\bar{s}| \quad (4)$$

其中 $\bar{s} = \sqrt{2 \bar{s}_{ij} \bar{s}_{ij}}$, L_s 为网格混合长度

$$L_s = \min(kd, C_s V^{1/3}) \quad (5)$$

式中 k 为常数, d 为距离壁面最近的距离, C_s 为亚格子常数, V 为计算单元体积。

3.2 远场声传播计算

由于远场声辐射发生在流场基本均匀的区域,因此可以使用 FW-H 积分公式得到远场解^[20],这是一种用于声学类比预测的延迟时间方法。FW-H 方程是由 Ffowcs 等^[20]提出的,以 Lighthill 方程为基础,引入 Heaviside 广义函数

$$H(f) = \begin{cases} 1 & (f(x,t) > 0) \\ 0 & (f(x,t) < 0) \end{cases} \quad (6)$$

$f(x,t)=0$ 为控制面方程。代入连续性方程和动量方程得到广义的连续性方程和动量方程

$$\frac{\partial [\rho H(f)]}{\partial t} + \frac{\partial [\rho u_i H(f)]}{\partial x_i} = \rho_0 u_i \frac{\partial H}{\partial x_i} \quad (7)$$

$$\frac{\partial [\rho u_i H(f)]}{\partial t} + \frac{\partial [(\rho u_i u_j + p_{ij}) H(f)]}{\partial x_j} = \rho_{ij} u_i \frac{\partial H}{\partial x_j} \quad (8)$$

将式(7,8)代入 Lighthill 方程,得到位于控制面以外观测点的声传播方程即 FW-H 方程

$$\left(\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2} \right) p'(x,t) = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] - \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [p n_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [H(f) T_{ij}]$$

$$\mathbf{T}_{ij} = \rho u_i u_j - \sigma_{ij} + (p' - c^2 \rho') \delta_{ij} \quad (10)$$

式中 c 为当地声速, p' 为流体压力扰动量, $\frac{\partial H(f)}{\partial f} =$

$\delta(f), \delta(f) = \begin{cases} \infty & (f=0) \\ 0 & (f \neq 0) \end{cases}$ 是狄拉克函数, \mathbf{T}_{ij} 为

Lighthill 湍流应力张量, $H(f)$ 为 Heaviside 广义函数。等式右边第一项为单极子源,第二项为偶极子源,第三项为四极子源。对于风力机叶片气动噪声而言,单极子和偶极子噪声占主导,而四极子源通常受到忽略,由此 Farassat^[21]将 FW-H 方程进行简化和采用格林函数给出了 Farassat 1A 公式。Farassat 1A 公式是绝热固体表面在低马赫数速度下运动时 FW-H 方程的其中一解,通常情况下只计算厚度噪声和载荷噪声,而四极子噪声分量受到忽略, Farassat 1A 公式即厚度噪声项和载荷积分项的表述式分别为

$$p'_{\tau}(x,t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} \rho_0 dS + \quad (11)$$

$$\frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{v_n (r \dot{M}_r + c_0 (M_r - M^2))}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} \rho_0 dS$$

$$\begin{aligned}
 p'_L(x,t) = & \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{c_0 r (1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \\
 & \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r\dot{M}_r + c_0 (M_r - M^2))}{c_0 r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS + \\
 & \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{r^2 (1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \quad (12)
 \end{aligned}$$

式中 $L_r = L_i \hat{r}_i, \dot{L}_r = \dot{L}_i \hat{r}_i, L_M = L_i M_i, L_i = p I_i \cdot n M_r = M_i \hat{r}_i, \dot{M}_r = \dot{M}_i \hat{r}_i$ 。ret 为迟豫时间, x 为观测者的位置, \hat{r}_i 为 x 单位辐射向量的分量, r 为源点到观察者的距离, M_r 为发射时刻源在辐射方向上马赫数的分量, I 和 n 为单位张量和单位向外法向量。

3.3 数值计算方法

对流场控制方程的空间项采用瞬态压力求解器和 SIMPLEC 速度格式, 为提高精度采用三阶 MUSCL 格式进行重构, 时间积分采用 LU-SGS 隐式格式。计算设备为上海电力大学数理学院高性能工作站内带有 52 核的 Intel Xeon Gold 5320 CPU(2.20 GHz) 和 512G DDR4 RAM 内存的超级计算机, 一个工况计算的时长约 1 周。

4 计算结果和分析

4.1 流场结果分析

针对无锯齿、装有三角襟翼锯齿和圆角襟翼锯齿三种情况下的 NACA64₃418 翼型收敛后的流场, 采集了稳定瞬态工作状态下约 5000 个样本, 做平均处理后得到升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和升阻比列入表 2。对比结果可知, 加装两种襟翼锯齿后的升力系数和升阻比均有提升; 且圆角襟翼锯齿略优于三角襟翼锯齿, 为更清晰起见, 表 2 给出了两种锯齿数值较无锯齿基准翼型变化率的平均值即平均变量率。探究圆角襟翼锯齿的气动参数略优于三角襟翼锯齿, 其原因是圆角襟翼锯齿根部间隙小, 导致锯齿间隙流速加快, 使得其升力相比三角襟翼锯齿稍大而阻力有所减小。

表 2 不同锯齿下的气动力系数
Tab.2 Aerodynamic coefficient under different serrations

	无锯齿 基准翼型	三角襟翼 锯齿翼型	圆角襟翼 锯齿翼型	平均 变化率
C_L	0.9115	1.0163	1.0229	11.86% ↑
C_D	0.00851	0.00941	0.00936	10.41% ↑
C_L/C_D	107.109	108.117	109.340	1.51% ↑

三角襟翼锯齿翼型和圆角襟翼锯齿翼型近表面 X 方向的时间平均速度场剖面如图 4 所示, 可以看出, 在 NACA64₃418 翼型上安装圆角襟翼锯齿相比于三角襟翼锯齿的边界层过度位置会相对更加稳定。

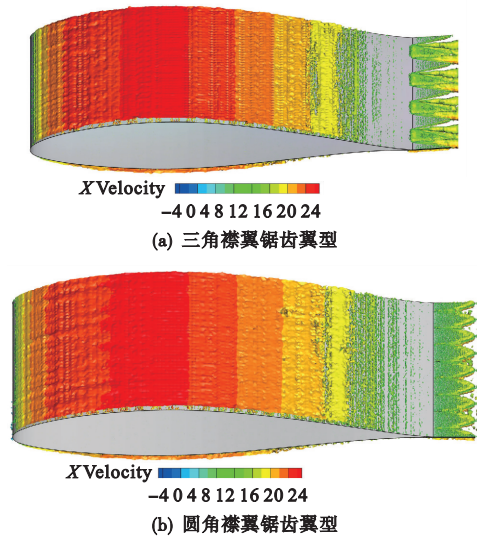


图 4 NACA64₃418 翼型 X 方向时均速度场
Fig.4 Time-average velocity field in X-direction over NACA64₃418 airfoil

选择两个垂直于流向位置, 即锯齿中部 ($X = 1.05 \text{ m}$) 和距离锯齿尖端的一个锯齿长度 ($X = 1.2 \text{ m}$) 处截面进行流动分析。图 5 为 Y 方向时均速度云图, 边界层流体在锯齿中部存在上下起伏的三维混合层流流动变化, 压力侧的速度变化更为剧烈, 压力侧的流速明显大于吸力侧, 流体具有很强的上升性, 这一点正好可以解释前述升阻力系数的变化。当流动运动到锯齿尖部时, 正 + 襟翼锯齿下方形成强烈的上升流, 负 - 襟翼锯齿上方形成强烈的下洗流, 这时, 两侧的流动变化相对平衡。相比于三角襟翼锯齿, 圆角襟翼锯齿整体流动强度相对平缓。

图 6 给出了 Z 方向时均速度云图, 可以看到, 由于襟翼锯齿的存在, 导致展向流动强度相较于非襟翼锯齿的强度有所减弱。在流动过程中, 锯齿间隙中的单个涡流强度逐渐增大到与主流区流体混合, 涡流成顺时针或逆时针方向流动, 其中向内的卷吸流动 (蓝色区域) 和向外的扩张流动 (红色区域) 均匀分布在正负襟翼锯齿表面和周围。这种现象将削弱相邻锯齿之间的湍流强度, 增强单个锯齿间隙内的湍流强度。同理, 对比 $X = 1.2 \text{ m}$ 处流场, 圆角襟翼锯齿可以有效弱化间隙处的湍流强度。

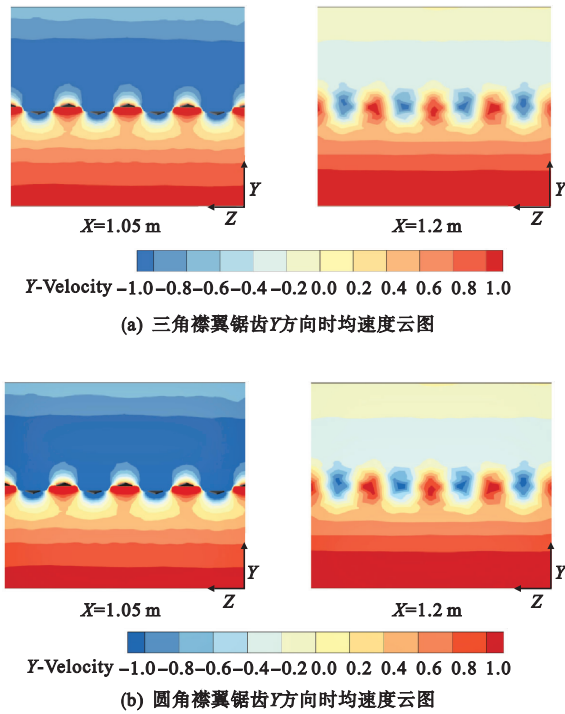


图5 两种襟翼锯齿在Y方向时均速度云图
Fig. 5 Time-average velocity section profile in Y-direction

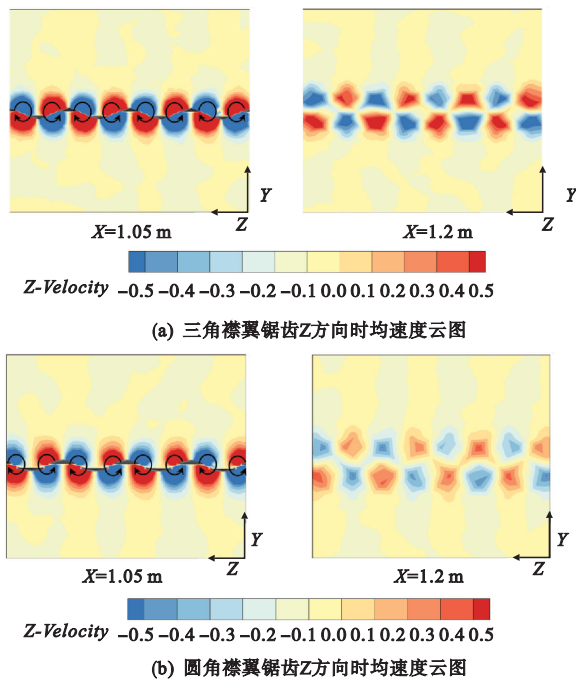


图6 两种襟翼锯齿在Z方向时均速度云图
Fig. 6 Time-average velocity slice diagram in Z-direction

4.2 声学性能分析

基于流场结果,通过分析FW-H积分方程即Farassat 1A公式计算远场气动噪声,再利用快速傅里叶变换计算出声压级指向性结果和观测点处的声压级频谱^[23]。参考压力为人类听觉阈值 2×10^5 Pa,声学信号从0.016 s计算到0.028 s。如图7(a)所示,以翼型中线为基准,在翼型中跨平面

$Z=0.2$ m处,于 $r=5.5C$ 的圆上选取24个观测点, $P_1 \sim P_7$ 的观测点坐标已经给出,其他观测点的坐标呈对称分布。图7(b)给出了经声学计算后的总声压级指向性图,可以明显看出,相比于基准翼型,两种襟翼锯齿都具有明显的降噪效果,且圆角襟翼锯齿的降噪性能优于三角襟翼锯齿。

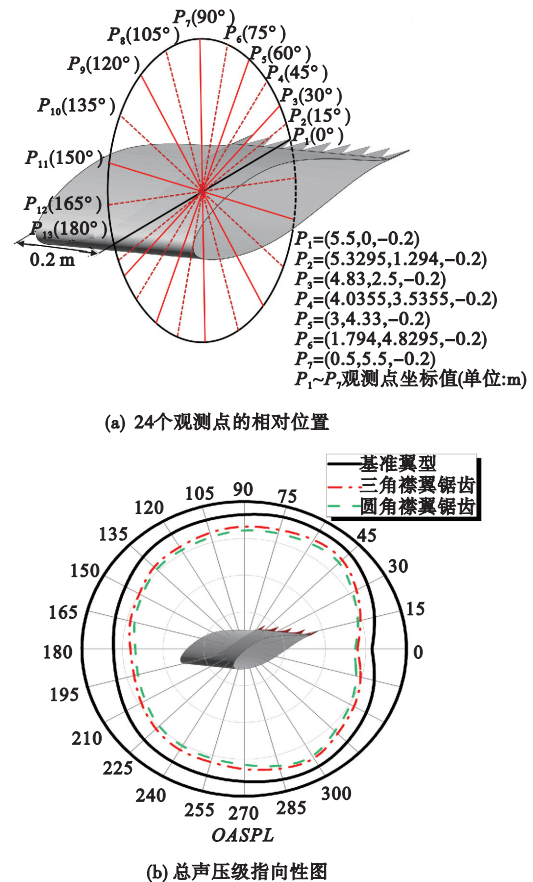
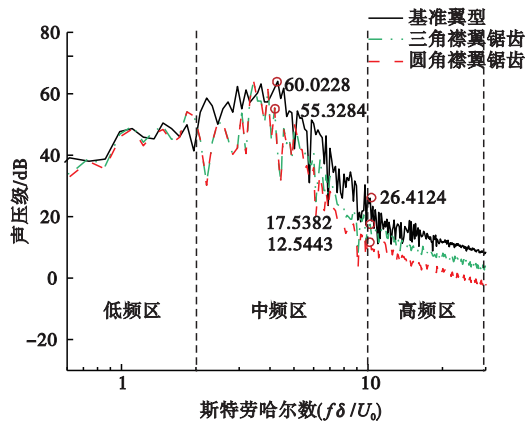


图7 两种襟翼锯齿远场噪声指向性
Fig. 7 Sound pressure level of two multi-flapped-serrations in far-field

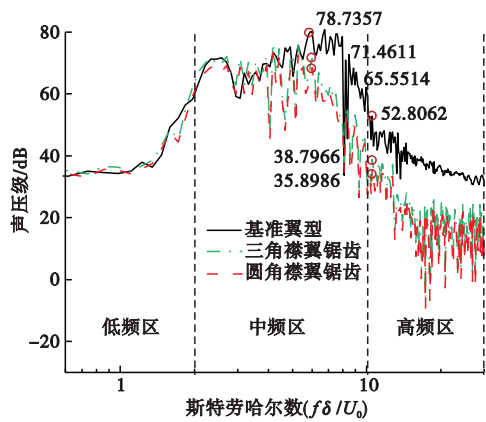
为了进一步分析襟翼锯齿翼型周围噪声源的变化情况,通过选取尾缘 0° 和吸力侧中跨 90° 两个观测点位置进行声压级对比计算。图8给出了两种锯齿的声压级和斯特劳哈尔数之间的关系。 ΔSPL 表示观测点处基准翼型声压级值和襟翼角锯齿声压级值的差值。

低频段($1 \leq St_\delta \leq 2$)处,由于尾缘处二次流的影响,这两个观测点上两种襟翼角锯齿的降噪效果不明显,但在中频段($2 \leq St_\delta \leq 10$)两种襟翼锯齿的降噪效果开始凸显。在 0° 观测点处,当 $St_\delta = 4$ 时,两种襟翼角锯齿均从60.02 dB降低到55.32 dB, $\Delta SPL = 4.7$ dB,随后降噪水平在接近 $St_\delta = 6.2$ 处开始减小。 90° 观测点处,当 $St_\delta = 6.8$ 时,圆角襟翼锯齿从78.74 dB降低到65.55 dB, $\Delta SPL = 13.19$ dB,

三角襟翼锯齿从 78.74 dB 降低到 71.46 dB, $\Delta SPL = 7.28$ dB。进入高频段 ($10 \leq St_s \leq 20$), 圆角襟翼锯齿具有更好的降噪能力, 在 0° 观测点相较于基准翼型从 26.41 dB 降低到 12.54 dB, 在 90° 观测点从 52.8 dB 降低到 35.89 dB, 能有效抑制大约 14~17 dB 的高频噪声。



(a) 0° 观测点处的声压级斯特劳哈耳数的变化关系



(b) 90° 观测点处的声压级和斯特劳哈耳数的变化关系

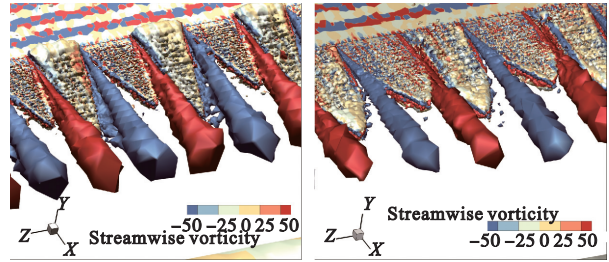
图 8 两种襟翼角锯齿的声压级变化

Fig. 8 Sound pressure level variation of two multi-flapped-serrations

4.3 降噪机理讨论

图 9 给出了基于等面 Q 准则的两种襟翼角锯齿间隙的瞬时涡结构, 其中以流向涡流方向对各种大小涡量进行了上色标注, 红色表示涡流顺时针旋转, 蓝色表示涡流逆时针旋转。可以发现, 在流向涡脱离锯齿之前, 涡流几乎都附着在锯齿表面, 锯齿间隙的涡流强度大于锯齿表面的涡流强度。锯齿间隙处形成了一对反向旋转的涡, 这种涡旋在锯齿的根部形成, 并沿锯齿边缘向后发展增强, 参考文献[22], 这一现象主要归因于两侧的压力梯度保持恒定, 当涡旋靠近锯齿的尖部时, 其强度达到顶峰, 随后, 这些涡旋会脱落并逐渐消失。此外, 这些反向旋转的涡增强了流场中的扰动, 导致吸力侧和

压力侧的流体得到了充分的混合。圆角襟翼锯齿表面的涡流分布比三角襟翼锯齿更加均匀, 负襟翼锯齿根部受到翼型尾缘处载荷的影响, 阻碍了湍流涡的发展, 可能增大了低频噪声。值得一提的是, 与文献[7,23]的非襟翼角锯齿间的两组反向旋转的马蹄形涡不同, 本文襟翼锯齿间隙的涡演化成单支, 类似文献[24]描述的横流减弱现象, 这种现象可能是各种涡流之间由于锯齿形状的改变而充分混合成单涡流的一种表现。

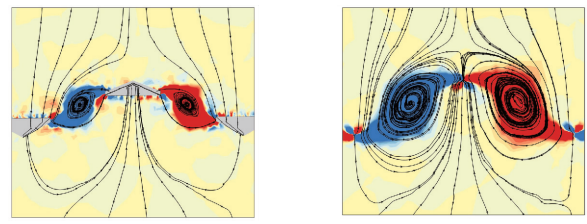


(a) 三角襟翼锯齿的涡量变化 (b) 圆角襟翼锯齿的涡量变化

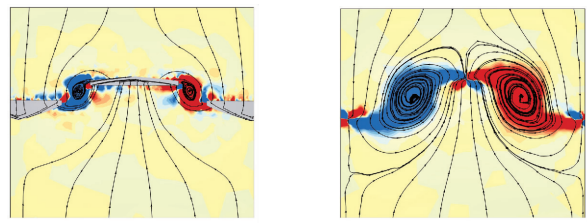
图 9 两种襟翼角锯齿的根部涡量

Fig. 9 Iso-surface of the Q-criterion of two multi-flapped-serrations

为进一步分析降噪机理, 图 10 给出了锯齿根部 ($X = 1.05$ m) 和锯齿尖部 ($X = 1.1$ m) 两种襟翼角锯齿在流向方向的涡流-涡线。参考文献[25]给出的这种涡形成原因及抑制噪声的解释, 结合本文计算结果, 给出如下阐释。与三角襟翼锯齿相比, 由于圆角根部结构的限制, 涡流强度明显降低。与传统非襟翼锯齿相比, 由于横流作用会加速非襟



(a) 三角襟翼锯齿根部的涡流-涡线图



(b) 圆角襟翼锯齿根部的涡流-涡线图

图 10 两种襟翼角锯齿根部的涡流-涡线

Fig. 10 Streamlines formulated from the spanwise and wall-normal velocity components of two multi-flapped-serrations

翼锯齿表面三维混合层的产生,导致翼型尾缘处流体流向的结构变化,使得尾缘锯齿的近壁流线变形,从而产生额外的中高频噪声。值得注意的是,襟翼角锯齿将重新改变锯齿吸力侧和压力侧表面的压力分布,在襟翼角锯齿缝隙间产生单支正(顺时针)涡或负(逆时针)涡改变原先马蹄形涡流的分布,使得三维混合层对尾缘湍流的影响减小,将小尺度涡混合成较大尺度涡,形成更加稳定的涡流结构,能一定程度抑制中高频噪声。这与文献[11]的圆形锯齿降噪效果优于传统锯齿结论相似。

5 结 论

为抑制风力机叶片中间段尾缘湍流边界层噪声,本文在充分考虑襟翼锯齿的角度、波长和齿长关键参数的基础上,基于 NACA64₃418 翼型设计了一新型圆角尾缘襟翼锯齿,并与经典的三角形襟翼锯齿进行比较。采用 LES 和 FW-H 声类比方法对流场和声场进行数值分析,探究配置襟翼锯齿时尾缘湍流边界层的降噪机理。主要结论如下。

(1) 三角形襟翼锯齿和圆角襟翼锯齿均可有效提升翼型的气动性能,且后者略优于前者。对比基准翼型升阻力系数值,加装在 NACA64₃418 上的圆角襟翼锯齿可提升 11.86% 升力系数和 1.51% 的升阻比。

(2) 新型圆角襟翼锯齿在中频段和高频段降噪效果十分明显。在中频段 $2 \leq St_\delta \leq 10$ 处降噪值可达 4.7~13.19 dB,在高频处的降噪值可达 14~17 dB。

(3) 运用涡动力学分析降噪机理发现,无锯齿基准翼型的尾缘处存在大尺度湍流涡会造成较大的气动噪声;本文设计的新型圆角襟翼锯齿结合了传统锯齿和三角襟翼锯齿优势,削弱了锯齿间隙的部分横流作用,使得三维混合层对尾缘湍流的影响减小,稳定了锯齿间隙的压力分布,在一定程度能有效抑制中高频噪声。因此后续的研究将会集中在如何改变攻角和襟翼角度,在保持现有中高频噪声水平下减小低频噪声。

参考文献(References):

[1] Wagner S, Bareiss R, Guidati G. *Wind Turbine Noise* [M]. Springer Science & Business Media, 2012.

[2] Lee S, Ayton L, Bertagnolio F, et al. Turbulent boundary layer trailing-edge noise: Theory, computation, experiment, and application [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2021, **126**:100737.

[3] 胡昊. 风力机叶片气动噪声特性与降噪方法研究 [D]. 北京: 华北电力大学, 2016. (HU Hao. Study on Aerodynamic Noise Characteristics and Noise Reduction Methods of Wind Turbine Blades [D]. North China Electric Power University, 2016. (in Chinese))

[4] Bernicke P, Akkermans R A D, Ananthan V B, et al. A zonal noise prediction method for trailing-edge noise with a porous model [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2019, **80**:108469.

[5] Avallone F, Van Der Velden W C P, Ragni D, et al. Noise reduction mechanisms of sawtooth and combed-sawtooth trailing-edge serrations [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, **848**:560-591.

[6] Moreau D J, Doolan C J. Noise-reduction mechanism of a flat-plate serrated trailing edge [J]. *AIAA Journal*, 2013, **51**(10):2513-2522.

[7] Jones L E, Sandberg R D. Acoustic and hydrodynamic analysis of the flow around an aerofoil with trailing-edge serrations [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, **706**:295-322.

[8] Dassen T, Parchen R, Bruggeman J, et al. Results of a wind tunnel study on the reduction of airfoil self-noise by the application of serrated blade trailing edges [A]. *Proceeding of the European Union Wind Energy Conference and Exhibition* [C]. 1996.

[9] Oerlemans S, Fisher M, Maeder T, et al. Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations [J]. *AIAA Journal*, 2009, **47**(6):1470-1481.

[10] Cao H J, Zhou T, Qi L W, et al. An experimental study of tonal noise from a wind turbine airfoil with flat plate serrations [J]. *Applied Acoustics*, 2022, **191**:108664.

[11] Avallone F, Van der Velden W C P, Ragni D. Benefits of curved serrations on broadband trailing-edge noise reduction [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2017, **400**:167-177.

[12] Howe M S. Noise produced by a sawtooth trailing edge [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1991, **90**(1):482-487.

[13] Howe M S. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 1991, **5**(1):33-45.

[14] Wang L, Liu X M, Wu L M, et al. Effect of the asymmetric bio-inspired trailing-edge serrations on sound suppression in a coupled owl-based airfoil [J]. *Applied Acoustics*, 2022, **191**:108667.

[15] Woodhead P C, Chong T P, Wissink J. Exploiting the misalignment of the serrated trailing edge for im-

- proved aerofoil broadband noise reduction [A]. 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference[C], 2017.
- [16] Llorente E, Ragni D. Trailing-edge serrations effect on the performance of a wind turbine[J]. *Renewable Energy*, 2020, **147**:437-446.
- [17] Llorente E, Ragni D. Trailing edge serrations effects on the aerodynamic performance of a NACA64₃418 [J]. *Wind Energy*, 2019, **22**(3):392-406.
- [18] Pino Martín M, Piomelli U, Candler G V. Subgrid-scale models for compressible large-eddy simulations [J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2000, **13**(5):361-376.
- [19] Temam R. *Navier-Stokes Equations: Theory and Numerical Analysis*[M]. Providence, R. I. AMS Chelsea Pub., 2001.
- [20] Ffowcs Williams J E, Hawkings D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion [J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1969, **264**(1151):321-342.
- [21] Farassat F. Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat[R]. NASA/TM-2007-214853, 2007.
- [22] Cao H J, Zhang M M, Cai C, et al. Flow topology and noise modeling of trailing edge serrations [J]. *Applied Acoustics*, 2020, **168**:107423.
- [23] Avallone F, Pröbsting S, Ragni D. Three-dimensional flow field over a trailing-edge serration and implications on broadband noise [J]. *Physics of Fluids*, 2016, **28**(11):117101.
- [24] Woodhead P C, Chong T P, Joseph P F, et al. Aerofoil self-noise radiations subjected to serration flap angles [J]. *Experiments in Fluids*, 2021, **62**(7):152.
- [25] Arina R, Della Ratta Rinaldi R, Iob A, et al. Numerical study of self-noise produced by an airfoil with trailing-edge serrations [A]. 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference[C], 2012.

Numerical study of novel multi-flapped-serration noise reduction mechanism of wind turbine airfoil

YANG Xin-gang¹, ZHANG Ya-jun¹, SONG Bo-yang², XU Li*², BIAN Xiao-yan³

(1. Electric Power Research Institute of State Grid Shanghai Municipal Electric Power Company, Shanghai 200437, China;

2. College of Mathematics and Physics, Shanghai University of Electric Power, Shanghai 201306, China;

3. College of Power Engineering, Shanghai University of Electric Power, Shanghai 200090, China)

Abstract: The application of trailing-edge serrated components to reduce turbulent boundary-layer trailing-edge noise is an effective way to reduce wind turbine blade noise. In the paper, the noise reduction mechanism of a novel multi-flapped-serration with curved shape designed on NACA64₃418 wind turbine airfoil is numerically studied. Large eddy simulation (LES) is employed to calculate the flow field of baseline airfoil and trailing-edge serrated airfoil with incoming wind speed of 20 m/s and 5° angle of attack. The aero-acoustic response near the trailing edge is analyzed based on FW-H acoustic analogy method. The results reveal that compared with airfoil without serration, airfoils with curved-shape and triangular multi-flapped-serrations can effectively optimize airfoil aerodynamic layout, and improve lift-drag ratio and lift with appropriate design parameters, where multi-flapped-serration with curved shape can obtain the better aerodynamic performance than triangular multi-flapped-serration. After the flap angle serration changes the trailing edge flow field, the horseshoe vortices at the serrated trailing edge flow field without flap angles are mixed into a single vortex, resulting in a positive impact on the suppression of medium and high frequency noise. Meanwhile, the noise reduction effect of multi-flapped-serration with curved shape proposed here is better than that of triangular multi-flapped-serration.

Key words: wind turbine airfoil; turbulence boundary-layer noise; trailing-edge serration; multi-flapped-serration; large-eddy-simulation