

锯齿结构对带襟翼的NACA2418翼型的气动及噪声影响

张秉瑕, 杨培, 贺陈晨, 陈榴

上海理工大学能源与动力工程学院, 上海

收稿日期: 2023年12月18日; 录用日期: 2023年12月31日; 发布日期: 2024年1月31日

摘要

在低雷诺数(1.4×10^5)下, 基于NACA2418翼型, 通过IDDES和FW-H方法对平板襟翼翼型(PGF)和锯齿平板襟翼翼型(SGF)的气动性能及噪声特性进行了数值模拟, 并探讨了涡旋结构对流场和声场的影响机理。结果表明, 在所研究的攻角下, 相比于PGF, SGF可以进一步提高升阻比, 并降低远场噪声。锯齿结构在未失速和深度失速情况下都可以控制低速区范围, 减少翼型表面的涡团, 从而获得了更好的气动性能和更低的噪声。与PGF相比, SGF的升阻比在大多数攻角下($3^\circ \sim 20^\circ$)更大, 最大升阻比提高了9.27%。与PGF相比, $\alpha = 6^\circ$ 时, SGF的OASPL降低了6.9 dB; $\alpha = 20^\circ$ 时, SGF的OASPL降低了3.8 dB。

关键词

锯齿结构, 非对称翼型, 气动性能, 噪声特性

Study on the Aerodynamic and Noise Effects of Serrated Structure on NACA2418 Flap Airfoil

Bingxia Zhang, Pei Yang, Chenchen He, Liu Chen

School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai

Received: Dec. 18th, 2023; accepted: Dec. 31st, 2023; published: Jan. 31st, 2024

Abstract

At low Reynolds numbers (1.4×10^5), based on the NACA2418 airfoil, numerical simulations were

conducted using IDDES and FW-H methods to investigate the aerodynamic performance and noise characteristics of the Plate Gurney Flap airfoil (PGF) and Serrated Gurney Flap airfoil (SGF), and the influence mechanism of vortex structure on the flow field and sound field was explored. The results indicate that at the studied angle of attack, SGF can further improve the lift-to-drag ratio and reduce far-field noise compared to PGF. The serrated structure can control the low-speed range in both non stall and deep stall situations, reduce vortex clusters on the airfoil surface, and thus achieve better aerodynamic performance and lower noise. Compared with PGF, SGF has a higher lift-to-drag ratio at most angles of attack ($3^{\circ}\sim 20^{\circ}$), with a maximum increase of 9.27%. Compared to PGF, at $\alpha = 6^{\circ}$, the OASPL of SGF decreased by 6.9 dB; At $\alpha = 20^{\circ}$, the OASPL of SGF decreased by 3.8 dB.

Keywords

Serrated Structure, Asymmetric Airfoil, Aerodynamic Performance, Noise Characteristics

Copyright © 2024 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

加强清洁能源的开发利用是响应“碳达峰，碳中和”政策的重要手段，风能因其储量丰富，分布广泛，清洁无污染等优点被广泛利用[1]。目前用来捕获风能的风力机主要分为水平轴风力机(HAWT)及垂直轴风力机(VAWT)。水平轴风力机效率更高但噪声太大，只能布置在远离城市的地区；垂直轴风力机噪声小但效率太低，难以实现大规模商业应用[2]。二者的发展都受叶片气动性能和噪声特性的制约，因此提高叶片气动性能并控制噪声对风能利用的发展有重要意义。

加装格尼襟翼作为一种简单而有效的提升叶片气动性能的方式多被用于赛车及航空领域[3]。其对气动性能的影响已经被众多学者进行了深入研究。Graham 等人[4]通过实验研究了襟翼高度和厚度对增升效果的影响，发现襟翼增升效果与高度呈正比与厚度呈反比。Wang 等人[5]研究发现襟翼垂直安装在尾缘处时效果最好。但是随着研究的深入发现襟翼在增加升力的同时也会增加阻力和噪声。Chen 等人[6]通过数值模拟指出随着襟翼高度的增加，翼型的阻力也明显增加，叶舟等人[7]也得到类似的结论，并且指出噪声强度也随着襟翼高度的增加而显著增加。

为了更好的控制阻力和噪声，众多学者对襟翼进行了多种改型。Meyer 等人[8]通过劈缝和打孔的方式降低了襟翼翼型尾迹中的绝对不稳定性，通过有效降低阻力进一步提升了升阻比。沈遐龄等人[9]通过实验发现在襟翼上开锯齿也达到了类似效果。郑楠等人[10]通过 LES 和 FW-H 的混合方法研究了锯齿襟翼的噪声特性，发现锯齿结构有利于保持尾涡稳定和降低能量损失，最多可降噪 10.2 dB。

通过以上研究可以发现目前对格尼襟翼气动特性的研究较为深入且细致但对其噪声以及改型襟翼的噪声研究较少，郑楠等人[10]的研究也只针对了对称翼型浅失速的情况下的降噪效果，而垂直轴风力机旋转过程中往往要更多的考虑叶片面临深度失速的情况[11]。

综上所述，为了进一步研究锯齿格尼襟翼提高叶片气动性能和控制噪声的效果。本研究通过 IDDES 和 FW-H 的混合方法研究了平板格尼襟翼(Plate Gurney Flap)和锯齿格尼襟翼(Serrated Gurney Flap)对 NACA2418 翼型在未失速和深度失速工况下的气动性能，噪声及流场的影响。

2. 计算模型及方法

2.1. 研究对象

选择弦长 c 为 80 mm 的三维 NACA2418 翼型为基线翼型，并在贴近翼型后缘处添加一个高度为 h 的平板格尼襟翼，如图 1 所示。考虑到 6% c 襟翼高度可能对 VAWT 性能有更大的提升故选择襟翼高度 6% c [12]，厚度 L 为 1% c ，襟翼安装在垂直于翼型压力面。锯齿格尼襟翼的锯齿为 $(\theta = 60^\circ)$ 的全深切口，展向长度为 3 个锯齿间距。为了更好的区别结构的变化，后续我们将带有平板格尼襟翼的翼型称为 PGF，将带有锯齿格尼襟翼的翼型称为 SGF。

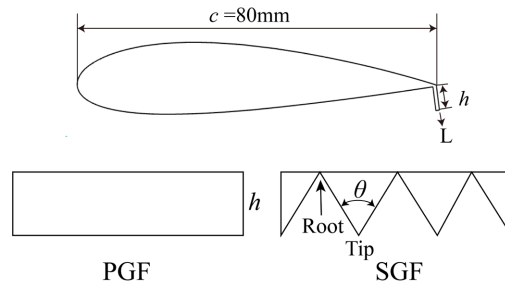


Figure 1. Schematic of NACA2418 airfoil with flap configurations

图 1. NACA2418 襟翼翼型示意图

2.2. 网格及边界条件

图 2 展示了计算域和边界条件。该区域沿流向延伸 $25c$ ，沿流动法向方向延伸 $20c$ 。流域入口设置为速度入口，出口设置为压力出口，叶片展向两侧为平移周期性边界条件。根据几何模型的高度，该域的展向高度为 3 个锯齿间距。在翼型和襟翼表面设置为防滑壁面。

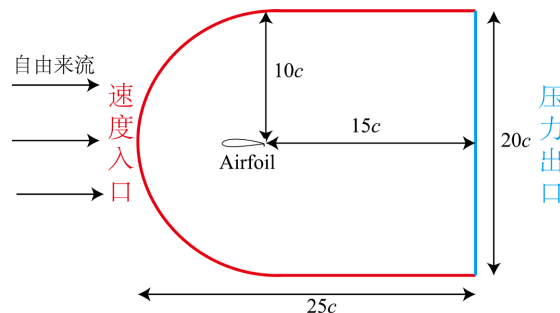


Figure 2. Geometry features and boundary conditions of the computational domain

图 2. 计算域尺寸和边界条件

网格分布如图 3 所示，采用 FLUENT MESHING 进行非结构网格拓扑。该计算网格由 Z1 和 Z2 区域组成。Z1 为以翼型中点为圆心， $3c$ 为半径的圆形加密域，以精确地捕捉翼型周围和尾流区附近的详细流动特性。为确保在和边界层中捕获的流动细节的要求[13]，翼型表面的第一层网格高度为 7×10^{-6} m，网格增长率设置为 1.05，产生 35 层边界层。边界层外的加密区，网格增长率设置为 1.10。在 Z2，采用适应性强、计算效率高的非结构化多面体网格，网格生长速率为 1.30。图 3 中还展示了邻近翼型前缘和锯齿状襟翼的网格的放大视图。

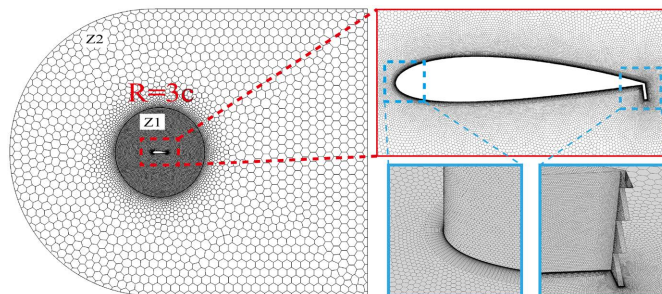


Figure 3. Schematic diagram of SGF airfoil calculation grid
图 3. SGF 的计算网格示意图

2.3. 计算方法

利用商用计算流体动力学软件 ANSYS Fluent 模拟了翼型周围的流动。计算基于 Navier-Stokes 方程采用了有限体积法。本研究中来流速度为 25.2 m/s, 气流马赫数小于 0.3, 属于不可压缩流动。湍流强度为 1%, 基于弦长的雷诺数 $Re = 1.4 \times 10^5$ 。定常计算采用 SST k- ω 湍流模型, 稳定后进行非定常计算。非定常计算采用 IDDES 湍流模型[13], 既可以有效的捕捉到流场细节信息[14], 又可以缓解网格压力[15]。非定常流场稳定后提取翼型表面的压力脉动作为声源, 再利用 FW-H 模型[16]计算声场信息。动量空间离散为有界中心差分格式, 瞬态计算采用二阶隐式求解。压力-速度耦合采用 SIMPLEC 算法, 时间步长设置为 5×10^{-5} s。

2.4. 计算验证

选择 NACA0018 翼型在 $\alpha = 6^\circ$ 时的升力系数和阻力系数来确定网格无关性。升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 定义如下:

$$C_L = F_L / 0.5 \rho u_0^2 S \quad (1)$$

$$C_D = F_D / 0.5 \rho u_0^2 S \quad (2)$$

其中, F_L 和 F_D 是升力和阻力, ρ 是流体密度, u_0 来流速度, S 是翼型的投影面积。

表 1 总结了由疏到密三套网格的计算结果。发现粗网格与中等网格的升力系数和阻力系数的偏差分别为 2.31% 和 1.61%; 中等网格与细网格的升力系数和阻力系数的偏差分别为 0.38% 和 0.79%。由于中等网格进一步细化对模拟结果影响较小, 为节省计算成本选择中等网格进行后续模拟计算。

Table 1. Mesh independence study of NACA0018 airfoil

表 1. NACA0018 翼型网格无关性研究

	网格数	y^+	$\alpha = 6^\circ$			
			C_L	ΔC_L (%)	C_D	ΔC_D (%)
粗网格	14.2	<1	0.532	2.31	0.0220	1.61
中等网格	32.5	<1	0.544	0.38	0.0222	0.79
细网格	63.8	<1	0.545	—	0.0224	—

根据上述计算方法, 计算了雷诺数 $Re = 1.6 \times 10^5$ 条件下 NACA0018 翼型在不同攻角下的升阻比 C_L/C_D , 并与文献实验值[17]进行比较, 其结果如图 4 所示。发现模拟结果与实验值基本吻合, 故认为所采用的计算方法准确有效。

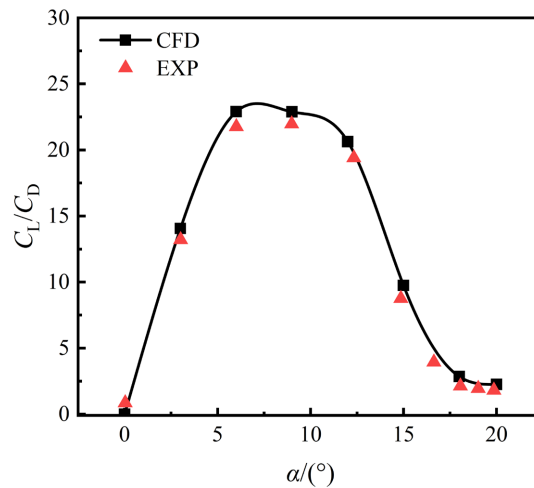


Figure 4. Validation for the NACA0018 airfoil aerodynamic performance

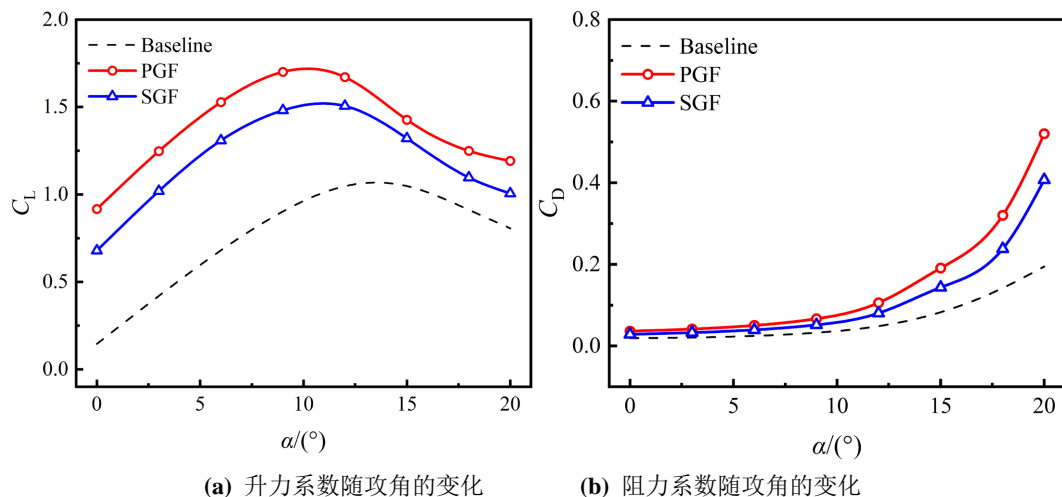
图 4. NACA0018 翼型气动性能验证

3. 结果与讨论

3.1. 气动性能分析

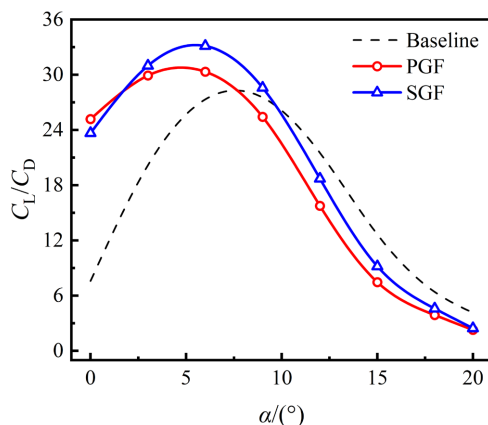
锯齿结构对 NACA2418 气动性能的影响如图 5 所示。如图 5(a)所示，襟翼可以在整个攻角范围内有效提高升力系数 C_L 。与 Baseline 相比，PGF 和 SGF 的最大升力系数分别增加了 62.2% 和 43.7%。但襟翼也将失速攻角从 13° 提前到 11° 。此外，如图 5(b)所示，襟翼有效增加了翼型的拱度，以增加阻力为代价来增加升力。襟翼在整个攻角范围内增加了阻力系数 C_D ，并且在失速后增阻效果更加明显。而且发现襟翼对升力和阻力的提升效果与其有效迎风面积正相关，这与 Li [18] 的研究一致。

升力和阻力的同时增加使我们需要用升阻比来更加合理的判断其气动性能。如图 5(c)所示，锯齿襟翼可以进一步提高升阻比。SGF 的升阻比在大多数攻角下 ($3^\circ \sim 20^\circ$) 都比 PGF 的更大；相比于 PGF，SGF 的最大升阻比增加了 9.27%。这是由于气流经过锯齿结构时会在齿后产生向上卷吸的涡团，这种涡团能缓解翼型后缘处吸力面上的气流偏转从而抑制缓解翼型吸力面的流动分离，具体流场结果将在下文进行说明。此外襟翼的存在使最大升阻比的攻角也提前了 2° 。



(a) 升力系数随攻角的变化

(b) 阻力系数随攻角的变化



(c) 升阻比随攻角的变化

Figure 5. Impact of serrated structure on the aerodynamic performance of airfoils with flap
图 5. 锯齿结构对翼型气动性能的影响

沿翼型上下表面的表面压力系数分布 C_p 解释了襟翼使升力增强的物理机制。图 6 显示了 α 为 6° 和 20° 时 Baseline 和襟翼翼型的表面压力分布对比。压力系数 C_p 定义如下：

$$C_p = (P - P_0) / 0.5 \rho u_0^2 \quad (3)$$

其中 P 和 P_0 分别为翼型表面的静压和自由来流的静压。

图 6(a) 展示了 $\alpha = 6^\circ$ 时，襟翼对表面压力分布的影响。与 Baseline 相比，襟翼增加上下表面之间的压力差，从而使升力提升。这是由于襟翼阻碍了翼型下表面气流向下游的流动，压力面由于气流堆积而在翼型表面产生了更高的压力，同时由于襟翼对气流的偏转作用，使得襟翼后面的流脱落涡降低了吸力面的压力。襟翼对下表面气流流动阻碍作用越强，翼型上下表面之间的压力差就越大，增升效果越好。由于 PGF 有效迎风面积更大，对下表面气流流动阻碍作用更强，增升效果更好。Lee [19] 将这些效应解释为等效的延长翼型和增加靠近后缘的流量。

图 6(b) 展示了 $\alpha = 20^\circ$ 时，在深度失速下翼型的表面压力分布。压力面压力下降，并在吸力面上出现了广泛的平台区，这是因为在吸力面上产生了大规模的流动分离。但 PGF 和 SGF 由于襟翼的存在，使后缘仍能产生较大的压差，使升力系数增大。

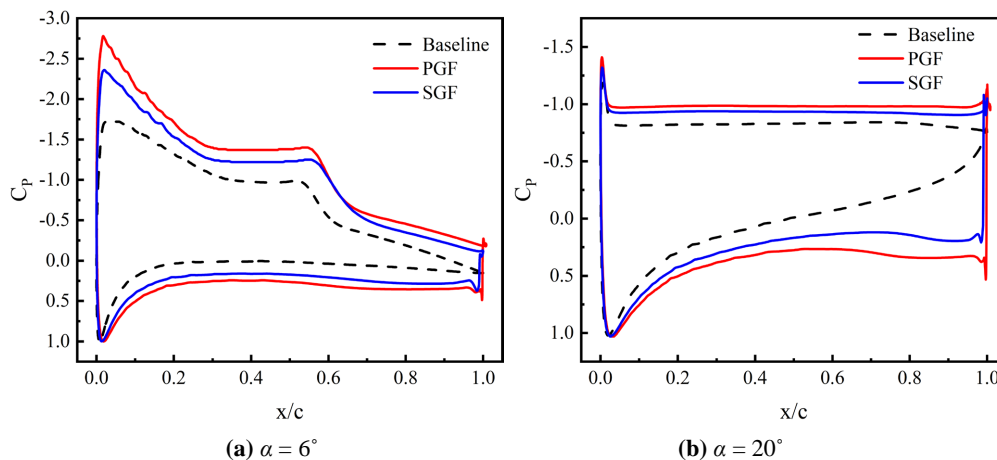


Figure 6. Time-averaged pressure coefficient distributions over the airfoils
图 6. 翼型表面时均压力系数分布

为了更好的理解不同襟翼构型的对流场的影响, 图 7 中展示了 α 为 6° 和 20° 时的平均流向速度流场。自由来流的方向是从左到右。

如图 7(a) 所示, $\alpha = 6^\circ$ 时的流向速度云图表明, PGF 尾迹的宽度明显加宽, 速度亏损增加。这表明阻力增加, 与图 5(b) 结论相符。此外, 在襟翼前方的逆压力梯度区演化出逆时针涡旋, 其影响被限制在襟翼高度内。在 PGF 的下游可以观察到一对旋向相反的涡旋, 这有助于气流的偏转[20]。SGF 的锯齿间隙使原本被堵塞的气流通过, 不仅削弱了襟翼前方逆压力梯度区的涡旋强度, 还减弱了襟翼对气流的上洗作用, 缓解翼型后缘处吸力面上的气流偏转, 使 SGF 下游的对涡减少为一个。

如图 7(b) 所示, $\alpha = 20^\circ$ 时的流向速度云图表明, 在深度失速状态, 流动分离提前到翼型前缘, 并在吸力面处形成巨大的分离区。由于分离区的提前和扩大, 襟翼对整体气流的偏转作用已经失效。但相比于 PGF, SGF 吸力面上的产生的分离涡更小, 说明锯齿结构在深度失速时, 仍能有效控制低速分离区的发展。

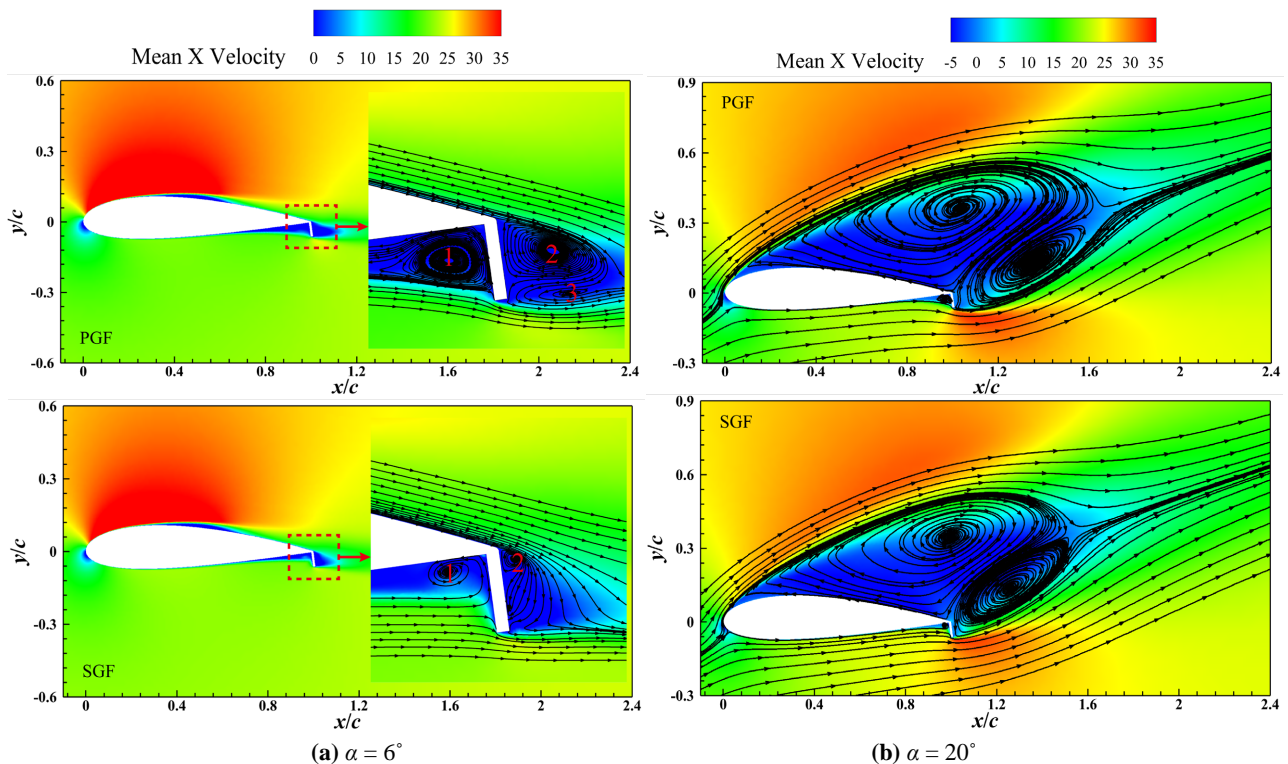


Figure 7. Impact of serrated structure on the average flow velocity field

图 7. 锯齿结构对平均流向速度流场的影响

3.2. 噪声分析

由于噪声沿空间径向传播的强度不同, 翼型气动噪声表现出明显的指向性分布。因此在以翼型中点为圆心, $12.5c$ 为半径的圆周上间隔 15° 布置 24 个噪声监测点评估远场噪声指向性, 并以监测点 7 作为主要监测点具体分析其噪声频谱特性, 如图 8 所示。

图 9 显示了襟翼翼型在不同攻角下的噪声频谱。图 9(a) 表明, 对于 $\alpha = 6^\circ$, PGF 对于中低频噪声有一个明显的增长, 特别是频率在 700~1200 Hz 范围内, 并且 PGF 在 981 Hz 和 1155 Hz 分别存在最高峰和次高峰。SGF 消除了这两个“尖峰”, 使其噪声呈宽频特性, 有效降低了整体的噪声强度。相

比于 PGF, SGF 的最大 SPL 降低了 15.1 dB。图 9(b)表明, 在 $\alpha = 20^\circ$ 时, 襟翼翼型噪声的“尖峰”特征减弱, 整体呈宽频特性。在深度失速时, 襟翼翼型可能由于大量涡团在吸力面发生分离, 导致其宽屏噪声强度增加。相比于 PGF, SGF 在 500~2000 Hz 范围内有效控制了宽频噪声的强度, SGF 最大 SPL 降低 4.1 dB。

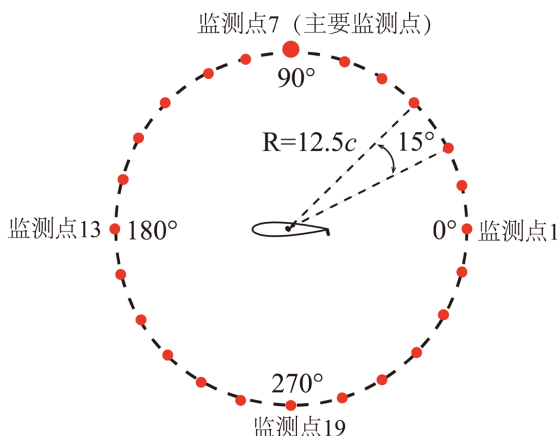


Figure 8. Distribution of sound monitoring probs
图 8. 噪声监测点分布

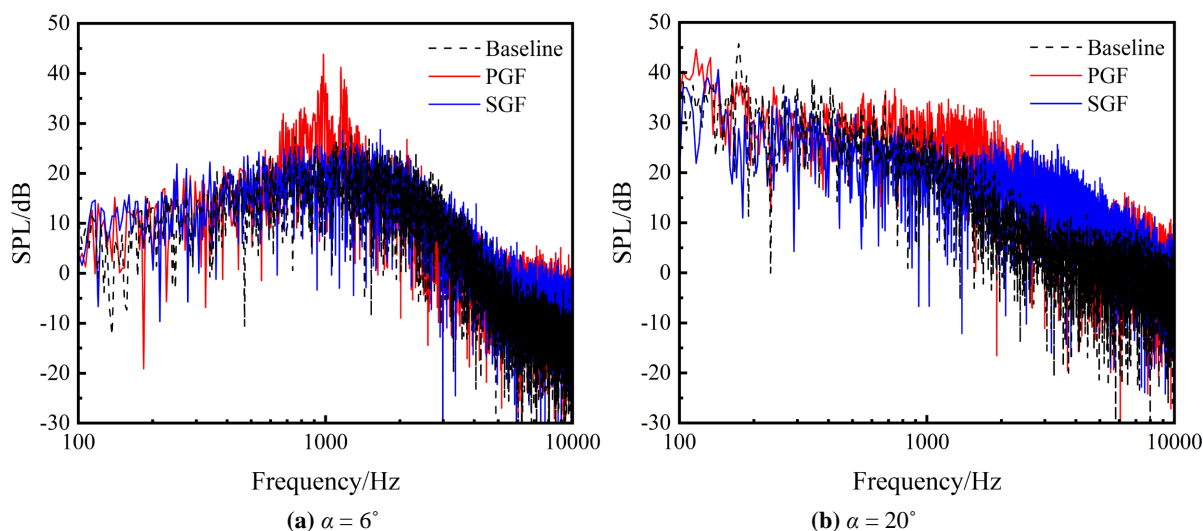


Figure 9. Impact of serrated structure on the SPL
图 9. 锯齿结构对 SPL 的影响

图 10 显示了襟翼翼型在不同攻角下的噪声指向性分布。从图 10 可以发现, 翼型噪声指向性呈“8”字形, 是典型的偶极子声源特征。Baseline 的噪声强度沿弦的方向上最低, 在垂直于弦的方向上最高, 这与翼型的自噪声理论[21]基本一致。在 $\alpha = 6^\circ$ 时, 由于 PGF 对脱落涡的偏转作用使 SPL 空间分布以顺时针方向偏转约 15° , 而且偏转效果与襟翼迎风面积正相关。相比于 Baseline, PGF 的最大总声压级提升了 7.4 dB; 相比于 PGF, SGF 的最大总声压级降低了 6.9 dB。还需注意的是, 随着 α 的增加, 脱落涡强度增加, 声压增加。在 $\alpha = 20^\circ$ 时, 由于吸力面流动分离提前使所有翼型的噪声指向性关于流向对称。相比于 Baseline, PGF 的最大总声压级提升了 2.4 dB; 相比于 PGF, SGF 的最大总声压级降低了 1.8 dB。说明 SGF 在深度失速时仍对噪声有良好抑制作用。

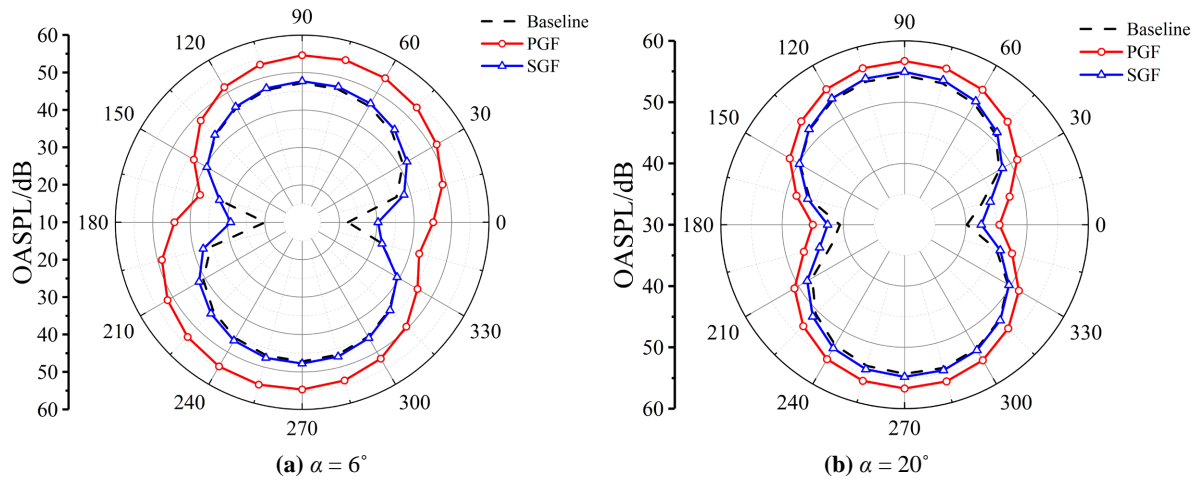


Figure 10. Impact of serrated structure on the noise directivity distribution
图 10. 锯齿结构对噪声指向性的影响

涡旋结构的演化对研究声抑制机制有重要意义。涡旋结构可以用 Q 准则[22]来反映，其定义为：

$$Q = 0.5(u_{i,i}^2 - u_{i,j}u_{j,i}) = 0.5(\Omega^2 - s^2) \tag{4}$$

其中 Ω 和 s 分别为涡量张量和应变率张量。

Q 准则表示特定区域中流体的旋转强度，较高的 Q 值通常对应较大的涡度。图 11 显示了 $\alpha = 6^\circ$ 时由流向速度着色的瞬时等值面($Q = 5 \times 10^3 \text{ s}^{-2}$)。当气流经过翼型时，在吸力面及襟翼前后形成一系列涡团并向下游发展。可以发现相比于 PGF，SGF 产生的涡团不仅速度更加均匀而且涡团数量明显减少，这得益于锯齿结构可以分解原本单一的流动结构，使其流动更加均匀。这也解释了图 9、图 10 中在 $\alpha = 6^\circ$ 时 SGF 具有良好噪声特性的原因。

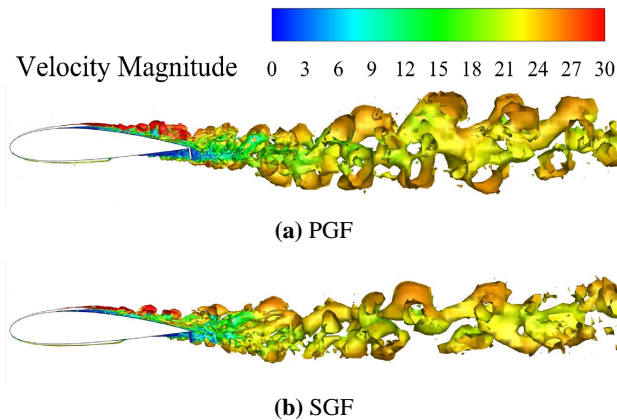


Figure 11. Vortex structure of flow field under Q-criterion
 ($Q = 5 \times 10^3 \text{ s}^{-2}$) at $\alpha = 6^\circ$
图 11. Q 准则($Q = 5 \times 10^3 \text{ s}^{-2}$)流场涡结构($\alpha = 6^\circ$)

图 12 显示了 $\alpha = 20^\circ$ 时由流向速度着色的瞬时等值面($Q = 5 \times 10^4 \text{ s}^{-2}$)。由于处于深度失速，吸力面的分离前移至前缘，并在吸力面产生大量分离涡，压力面的气流也在经过襟翼向上卷吸后脱落。在尾迹区可以发现，相比于 PGF，SGF 的涡团更小，数量更多。说明在深度失速时锯齿结构仍能有效分解单一的流动结构，但总体效果下降。但这与图 9、图 10 中在 $\alpha = 20^\circ$ 时的噪声结果一致。

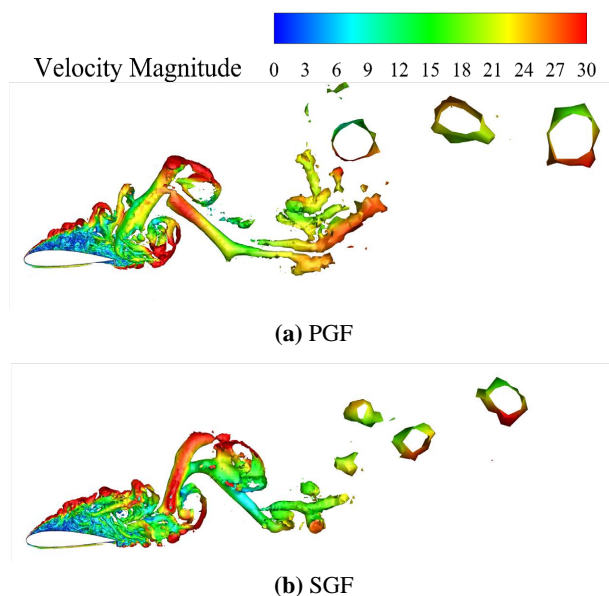


Figure 12. Vortex structure of flow field under Q-criterion ($Q = 5 \times 10^4 \text{ s}^{-2}$) at $\alpha = 20^\circ$

图 12. Q 准则($Q = 5 \times 10^3 \text{ s}^{-2}$)流场涡结构($\alpha = 20^\circ$)

4. 结论

本文利用 IDDES 和 FW-H 混合方法模拟了锯齿结构对带襟翼的 NACA2418 翼型的气动和噪声性能的影响, 主要结论如下:

1) 与 PGF 相比, SGF 的升力系数和阻力系数都减小, 升阻比在大多数攻角下($3^\circ \sim 20^\circ$)都更大, SGF 的最大升阻比提高了 9.27%。

2) 在 $\alpha = 6^\circ$ 和 20° , 锯齿结构都可以削弱了气流的上洗作用, 有效控制低速区的范围, 这有利于提高 SGF 的气动性能。

3) 襟翼翼型噪声指向性成“8”字形, 典型的偶极子声源特征。 $\alpha = 6^\circ$ 时, SGF 消除了 PGF 噪声频谱中的“尖峰”, 相比于 PGF, OASPL 降低了 6.9 dB。 $\alpha = 20^\circ$ 时, 相比于 PGF, SGF 在 500~2000 Hz 范围内有效控制了宽频噪声的强度, OASPL 降低了 3.8 dB。

4) 在 $\alpha = 6^\circ$ 和 20° , 锯齿结构都能有效减少翼型表面和尾迹区的涡团, 这有利于 SGF 控制噪声强度。

基金项目

国家自然科学基金资助项目(52276034)。

参考文献

- [1] 李剑. 我国风能发电发展前景研究[J]. 中国设备工程, 2019(14): 184-185.
- [2] Paraschivoiu, I., Ammar, S. and Saeed, F. (2018) VAWT versus HAWT: A Comparative Performance Study of 2-6 MW Rated Capacity Turbines. *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, **42**, 393-403. <https://doi.org/10.1139/tcsme-2017-0137>
- [3] Giguere, P., Dumas, G. and Lemay, J. (1997) Gurney Flap Scaling for Optimum Lift-to-Drag Ratio. *AIAA Journal*, **35**, 1888-1890. <https://doi.org/10.2514/2.49>
- [4] Graham, M., Muradian, A. and Traub, L.W. (2018) Experimental Study on the Effect of Gurney Flap Thickness on Airfoil Performance. *Journal of Aircraft*, **55**, 897-904. <https://doi.org/10.2514/1.C034547>

- [5] Wang, J.J., Li, Y.C. and Choi, K.S. (2008) Gurney Flap—Lift Enhancement, Mechanisms and Applications. *Progress in Aerospace Sciences*, **44**, 22-47. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2007.10.001>
- [6] Chen, H., Chen, B. and Cavalieri, A. (2022) Lift Enhancement of Tiltrotor Wing Using a Gurney Flap. *International Journal of Aerospace Engineering*, **2022**, Article ID: 1245484. <https://doi.org/10.1155/2022/1245484>
- [7] 叶舟, 周伟, 徐学昊, 等. Gurney 襟翼对风力机翼型气动噪声影响的数值模拟[J]. 动力工程学报, 2019, 39(8): 654-660.
- [8] Meyer, R., Hage, W., Bechert, D.W., *et al.* (2006) Drag Reduction on Gurney Flaps by Three-Dimensional Modifications. *Journal of Aircraft*, **43**, 132-140. <https://doi.org/10.2514/1.14294>
- [9] 沈遐龄, 万周迎, 高歌. 锯齿形格尼襟翼气动性能的实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003(3): 202-204.
- [10] 郑楠, 叶学民, 李春曦. 齿形襟翼对风力机翼型气动噪声影响的数值研究[J]. 太阳能学报, 2023, 44(1): 297-305.
- [11] Ly, K.H. and Chasteau, V.A.L. (1981) Experiments on an Oscillating Aerofoil and Applications to Wind-Energy Converters. *Journal of Energy*, **5**, 116-121. <https://doi.org/10.2514/3.62511>
- [12] Chakroun, Y. and Bangga, G. (2021) Aerodynamic Characteristics of Airfoil and Vertical Axis Wind Turbine Employed with Gurney Flaps. *Sustainability*, **13**, 4284. <https://doi.org/10.3390/su13084284>
- [13] Yan, Y., Avital, E., Williams, J., *et al.* (2019) Performance Improvements for a Vertical Axis Wind Turbine by Means of Gurney Flap. *Journal of Fluids Engineering*, **142**, Article ID: 021205. <https://doi.org/10.1115/1.4044995>
- [14] 陈浩, 袁先旭, 毕林, 等. 基于 RANS/LES 混合方法的分离流动模拟[J]. 航空学报, 2020, 41(8): 183-194.
- [15] 王圣业, 王光学, 董义道, 等. 基于雷诺应力模型的高精度分离涡模拟方法[J]. 物理学报, 2017, 66(18): 129-145.
- [16] Balakumar, P. (2020) Wall-Modeled LES for Flows over an NACA-0012 Airfoil. *AIAA Scitech 2020 Forum*, Orlando, 6-10 January 2020, 1-17. <https://doi.org/10.2514/6.2020-1810>
- [17] 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.
- [18] Li, Y.C., Wang, J.J., Tan, G.K., *et al.* (2002) Effects of Gurney Flaps on the Lift Enhancement of a Cropped Non-slender Delta Wing. *Experiments in Fluids*, **32**, 99-105. <https://doi.org/10.1007/s003480200010>
- [19] Lee, T. and Ko, L.S. (2008) PIV Investigation of Flowfield behind Perforated Gurney-Type Flaps. *Experiments in Fluids*, **46**, 1005-1019. <https://doi.org/10.1007/s00348-008-0606-1>
- [20] Xie, Y.H., Jiang, W., Lu, K., *et al.* (2016) Numerical Investigation into Energy Extraction of Flapping Airfoil with Gurney Flaps. *Energy*, **109**, 694-702. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.05.039>
- [21] Glegg, S.A.L. (1998) Airfoil Self-Noise Generated in a Cascade. *AIAA Journal*, **36**, 1575-1582. <https://doi.org/10.2514/2.583>
- [22] Lin, Y., Wang, J. and Savill, M. (2020) Embedded Large Eddy Simulation of Transitional Flow over NACA0012 Aerofoil. *Journal of Aerospace Engineering*, **235**, 189-204. <https://doi.org/10.1177/0954410020939797>