

凹槽-襟翼对翼型动态失速特性影响研究

李根¹, 缪维跑¹, 李春^{1,2}, 刘青松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)

摘要: 风力机复杂运行环境使叶片常处于失速环境, 导致翼型升力骤降, 严重影响风力机气动性能。为改善翼型流动分离, 延缓失速, 对凹槽-襟翼对翼型动态失速特性作用效果开展研究, 并利用计算流体力学方法分析不同折合频率与翼型厚度时凹槽-襟翼对翼型气动性能的影响。结果表明: 俯仰振荡过程中, 凹槽-襟翼可有效提升翼型吸力面流速, 降低失速攻角下逆压梯度, 减缓流动分离; 可提升尾缘吸力面流体下洗能力, 抑制尾缘涡的形成, 有效增加翼型失速攻角; 同时避免翼型二次失速, 翼型气动性能明显提高; 较原始翼型, 凹槽-襟翼翼型俯仰振荡平均升阻比增量随折合频率增加而增大, 而平均升阻比提高百分率随翼型厚度增大呈整体减小趋势。

关键词: 动态失速; 气动特性; 凹槽-襟翼; 升阻比

中图分类号: TK83 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.mdgc.2022.03.022

[引用本文格式] 李根, 缪维跑, 李春, 等. 凹槽-襟翼对翼型动态失速特性影响研究[J]. 热能动力工程, 2022, 37(3): 151-159. LI Gen, MIAO Wei-pao, LI Chun, et al. Effect of trailing edge dimple-flap on dynamic stall characteristics of airfoil[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(3): 151-159.

Effect of Trailing Edge Dimple-Flap on Dynamic Stall Characteristics of Airfoil

LI Gen¹, MIAO Wei-pao¹, LI Chun^{1,2}, LIU Qing-song¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093;
2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai, China, Post Code: 200093)

Abstract: The complex operating environment of wind turbine often makes the blades in stall environment, which leads to the a sudden drop of airfoil lift and seriously affects the aerodynamic performance of wind turbine. In order to improve the flow separation of airfoil and delay the stall, the effect of dimple-flap on the dynamic stall characteristics of airfoil was studied in this paper, and the influence of dimple-flap on the aerodynamic performance of airfoil was analyzed by using computational fluid dynamics (CFD) method at different reduced frequencies and thickness of airfoil. Results show that in the pitching oscillation process, the dimple-flap can effectively improve flow rate on the suction side of the airfoil, reduce the adverse pressure gradient under the stall angle of attack, slow down the flow separation, improve fluid washing ability of the suction side of the trailing edge, inhibit the formation of the trailing edge vortex, effectively increase the airfoil stall angle of attack, avoid secondary stall at the same time, and improve airfoil aerodynamic performance significantly. Compared with the original airfoil, the average lift-drag ratio increment of dimple-flap airfoil pitching oscillation increases with the increase of reduced frequency, while the percentage increase of average lift-drag ratio decreases with the increase of airfoil thickness.

收稿日期: 2021-05-23; 修订日期: 2021-07-21

基金项目: 国家自然科学基金(51976131, 51676131); 上海“科技创新行动计划”地方院校能力建设项目(19060502200)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51976131, 51676131); Shanghai University Science and Technology Innovation Action Plan Local University Capacity Building Project(19060502200)

作者简介: 李根(1995-), 男, 河南驻马店人, 上海理工大学硕士研究生。

通讯作者: 李春(1963-), 男, 北京人, 上海理工大学教授。

Key words: dynamic stall, aerodynamic characteristics, dimple-flap, lift-drag ratio

引 言

风力机实际运行过程中,来流风剪切、风速和风向变化以及变速、变桨等控制系统动作使翼型攻角实时变化,导致翼型出现动态失速现象^[1-2]。为适应风力机复杂的运行环境,风力机翼型须具有较高的升力系数、升阻比以及相对稳定的失速特性等气动性能^[3]。风力机设计过程中,提高翼型气动性能可有效提高风力机风能利用效率,研究表明,当叶尖速比为 8 时,翼型升阻比由 20 增加至 40,风力机理想最大风能利用系数可增加 3.4%^[4]。因此,通过有效的流动控制技术提高翼型气动性能对于提高风电机组运行效率具有重要意义。

流动控制作为提高翼型气动性能的有效手段,通过流体与气动结构相互作用,改善翼型周围流动状态或翼型表面载荷分布^[5],如零质量射流^[6-7]、开翼缝^[8]、凹槽^[9]及加装涡流发生器^[10]与格尼襟翼^[11]等,其中格尼襟翼作为一种简易的增升装置可有效提升翼型气动性能^[12]。20 世纪 70 年代 Liebeck^[13]通过 Newman 翼型风洞试验率先对格尼襟翼增升减阻气动性能进行研究,结果表明:当格尼襟翼高为 1.25% c (c 为翼型弦长)时,可显著提高翼型升阻比;同时,提出格尼襟翼后缘流动假设,即格尼襟翼使尾流向襟翼方向偏转,并在襟翼下游形成双涡涡系结构,从而改变翼型后缘库塔条件与环量。Daniel 等人^[14]研究格尼襟翼几何参数对翼型气动性能的影响,发现随格尼襟翼高度增加翼型阻力系数明显增大。Meena 等人^[15]在低雷诺数条件下研究格尼襟翼对翼型气动性能的作用效果,结果指出:格尼襟翼于大攻角时可明显增加翼型升力,升阻比较原始翼型可提高 2 倍。Myose 等人^[16]基于 NACA0011 翼型对格尼襟翼开展低风洞试验,研究发现,加装格尼襟翼后翼型升力系数线性段斜率基本保持不变,零升攻角降低,格尼襟翼增加了翼型有效弯度。凹槽作为另一种翼型改型结构,可通过增大翼型表面流体湍流度以提高升阻比,同时减少边界层分离产生的尾迹区域^[17]。Livya 等人^[9]通过数

值模拟研究凹槽对翼型气动性能的作用效果,结果发现,凹槽空腔内形成的分离泡可有效增加翼型表面凹陷和边界层间的流速,从而减缓翼型流动分离,并减少阻力。Baweja 等人^[18]对翼型尾缘凹槽进行参数化研究,发现尾缘凹槽能有效延缓边界层流动分离,提高翼型气动性能。

基于以上对格尼襟翼与凹槽的流动控制研究,研究人员发现将两者结合能进一步提高翼型气动性能。Ismail 等人^[19]基于 NACA0015 翼型研究凹槽-襟翼对翼型气动性能的作用效果,发现凹槽-襟翼翼型振荡平均切向力较原始翼型可提高 40%。Shukla 等人^[20]分别研究格尼襟翼、凹槽及凹槽-襟翼对 NACA0015 翼型作用效果,结果表明,当攻角为 12°时凹槽-襟翼可显著提高翼型升力。

综上,凹槽-襟翼可有效改善翼型气动性能,但目前针对其研究较少,且多针对静态和轻失速情况进行研究。然而在风力机实际运行过程中受复杂环境影响,叶片易发生深失速,升力系数的急剧下降。同时,气动力特性出现明显的迟滞现象,叶片吸力面出现的大尺度涡结构亦将导致升力波动增加,并产生高度非线性振荡压力场,严重影响叶片结构安全。本文利用计算流体力学软件 STAR-CCM⁺ 进行数值模拟,并通过滑移网格实现凹槽-襟翼翼型俯仰振荡,分析不同折合频率与翼型厚度时凹槽-襟翼对翼型气动性能的影响。

1 计算模型

1.1 凹槽-襟翼翼型气动模型

以 NACA0012 翼型为基础翼型(弦长 c 为 0.15 m),距翼型压力面尾缘 0.1 c 处加装凹槽-襟翼,如图 1 所示。图 1 中格尼襟翼高度 H 为 2% c ,厚度 T 为 0.4% c ,安装角度 β 为 90°, Q 点为铰接点,凹槽直径 d 为 2% c 。

风力机运行过程中,由于地面边界层效应、尾流效应以及大气湍流引起的不稳定入流等因素将导致其局部叶片始终处于周期性俯仰运动状态。因此,采用正弦运动研究翼型俯仰对其气动载荷的影响^[21],翼型攻角随时间运动方程如式(1)。其中,

翼型绕气动中心($x/c=0.25$) O 点作俯仰振荡,如图2所示。

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_A \cdot \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

式中: α_0 —振荡平衡攻角; α_A —振荡幅值; f —振荡频率,即翼型单位时间内振动次数。

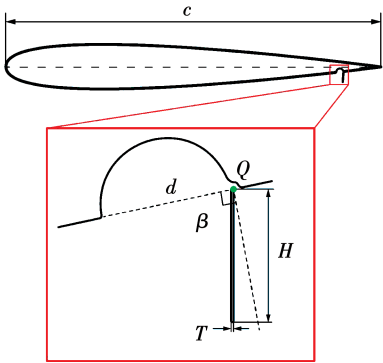


图1 凹槽-襟翼翼型几何模型

Fig.1 Geometric model of dimple-flap airfoil

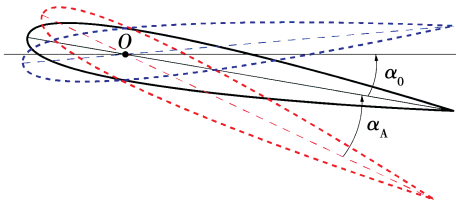


图2 翼型俯仰振荡示意图

Fig.2 Schematic diagram of airfoil pitching oscillation

对于翼型俯仰运动,通常用无量纲参数折合频率 k 来定义翼型相对来流的振荡速率,表征绕轴俯仰振荡对主流运动的影响程度,定义为:

$$k = \pi fc / V_\infty \quad (2)$$

式中: V_∞ —来流速度。

折合频率对翼型振荡具有重要影响,不同环境下折合频率取值范围不同^[22-23]。对于非稳定大气边界层环境中运行的风力机,考虑到大气湍流引起的不稳定流入,本文折合频率小于0.1^[24]。

翼型俯仰振荡过程中气动参数包括升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 及升阻比 K :

$$C_l = 2F_l / (\rho V_\infty^2 c) \quad (3)$$

$$C_d = 2F_d / (\rho V_\infty^2 c) \quad (4)$$

$$K = C_l / C_d \quad (5)$$

式中: F_l —升力,垂直于水平风向, N; F_d —阻力,平行于水平方向, N; ρ —空气密度, kg/m^3 。

1.2 计算域边界条件及网格化分

计算域划分及边界条件设置如图3所示。旋转域及翼型局部表面网格分布如图4所示。整个计算域分为远场区域 D_1 、加密区域 D_2 及旋转区域 D_3 等3个子域,加密区域与旋转区域间采用 Interface 边界(图中虚线)以保证信息的有效传递,翼型表面设为无滑移壁面。旋转区域直径为 $6c$;远场区域边界 AD 设为速度进口,取 16.69 m/s ,距旋转中心 $20c$;边界 BC 设为压力出口,相对压力 0 Pa ,距旋转中心 $40c$; AB 和 CD 设为对称壁面,距旋转中心 $20c$;同时,为节省计算资源。通过加密区域对流场变化较为剧烈的旋转区域附近网格进行加密,而流场变化相对较为稳定的远场区域则选择稀疏网格。

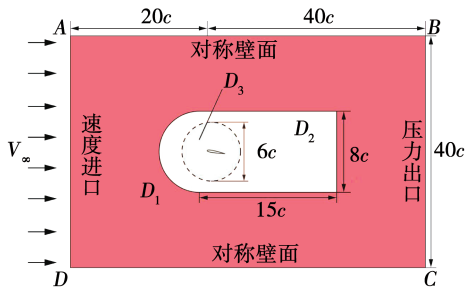


图3 计算域划分及边界条件设置

Fig.3 Computational domain division and boundary condition setting

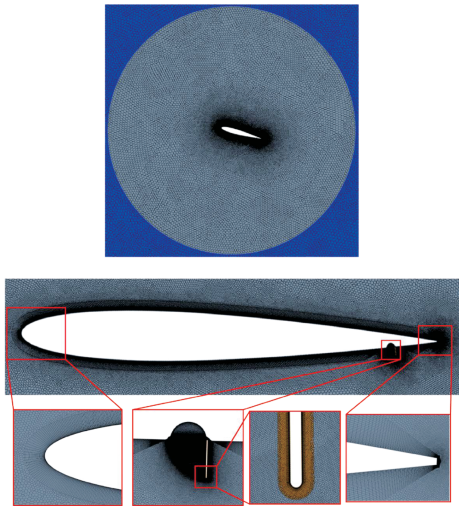


图4 旋转域及翼型表面网格分布

Fig.4 Grid distribution of rotation domain and airfoil surface

翼型及凹槽-襟翼壁面边界层采用结构化网格,为保证 $y^+ \approx 1$,近壁第一层网格高度取 1.5×10^{-5} m;较之四边形网格,六边形网格具有较好的收敛性^[25],因此计算域其它部分采用六边形网格。

1.3 湍流模型

通过 STAR-CCM⁺ 对翼型俯仰振荡过程进行数值模拟,基于有限体积法对非定常不可压雷诺时均 N-S 流动控制方程进行离散,并采用双时间步法对其进行求解,控制方程为二阶迎风格式。

文献[26-27]采用不同湍流模型对 NACA0012 翼型俯仰运动开展数值研究,发现 SST $k-\omega$ 湍流模型对解决翼型绕流问题时,对近壁面边界层的处理更加精确、稳定,可较好地运用于逆压梯度与分离流的计算^[28]。因此,选择 SST $k-\omega$ 湍流模型进行数值模拟。其湍流动能方程与脉动耗散方程为:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - y_m \quad (6)$$

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} +$$

$$C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b \quad (7)$$

式中: k —湍流动能; ε —脉动耗散率; G_b —升力湍流动能增量; G_k —平均速度梯度下湍流动能变化量; y_m —可压湍流脉动膨胀对总耗散率的影响; ν —运动粘度系数; μ —湍流粘度系数; $C_{1\varepsilon}$ 、 C_2 、 $C_{3\varepsilon}$ 、 σ_k 、 σ_ε —常数, $G_{3\varepsilon} = \tanh | \nu / u |$, u —流速, m/s。

2 可靠性验证

分别对网格数量为 6.8 万、10.4 万、13.6 万及 16.0 万的 4 组网格进行无关性验证,如图 5 所示。由图 5 可知,当网格数量由 6.8 万增加至 10.4 万时,翼型升力系数迟滞曲线变化较大,此时网格未达到计算要求;而网格数量由 13.6 万增加至 16.0 万时,翼型升力系数迟滞曲线基本保持不变,网格数量 13.6 万可满足计算精度。因此,选取网格总数为 13.6 万网格分布方案进行数值计算。

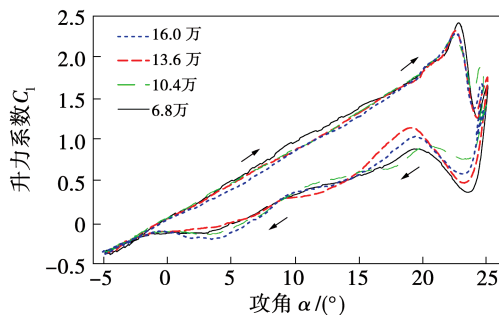
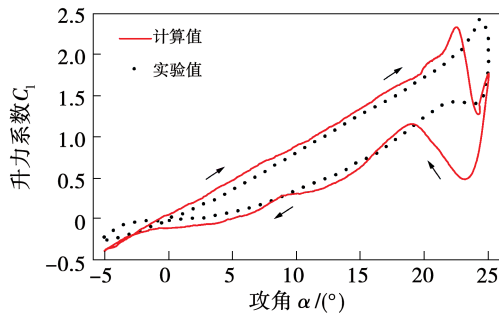


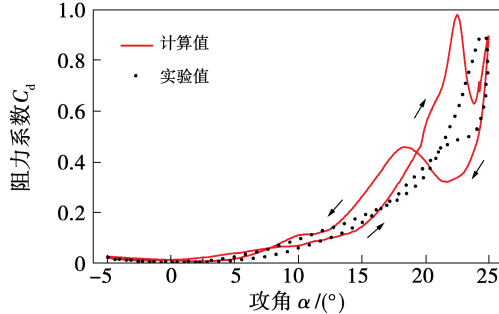
图 5 网格无关性验证

Fig. 5 Grid independence verification

为保证结果的可靠性,取 6 个连续周期后相对稳定的流场信息与文献[29]中实验值进行对比,结果如图 6 所示。



(a) 升力系数迟滞曲线



(b) 阻力系数迟滞曲线

图 6 计算值与试验值比较

Fig. 6 Comparison of calculated and experimental values

由图 6 可知,翼型上仰过程中,升力系数迟滞曲线计算值整体略高于实验值,峰值降低 0.12,而阻力系数迟滞曲线峰值较实验值却略有提高;下俯过程中,由于迟滞效应影响,升力系数迟滞曲线随攻角减小呈波浪状降低,直至层流再次附着翼型表面。由于二维计算与实验工况之间存在差异,使翼型升阻力系数迟滞曲线计算值与实验值存在略微差别。

但总体而言,数值计算结果具有较好的可靠性。

3 结果与分析

为分析凹槽-襟翼对翼型气动性能作用效果,分别对原始翼型与凹槽-襟翼翼型静态升阻力系数进行数值计算,结果如图7所示。

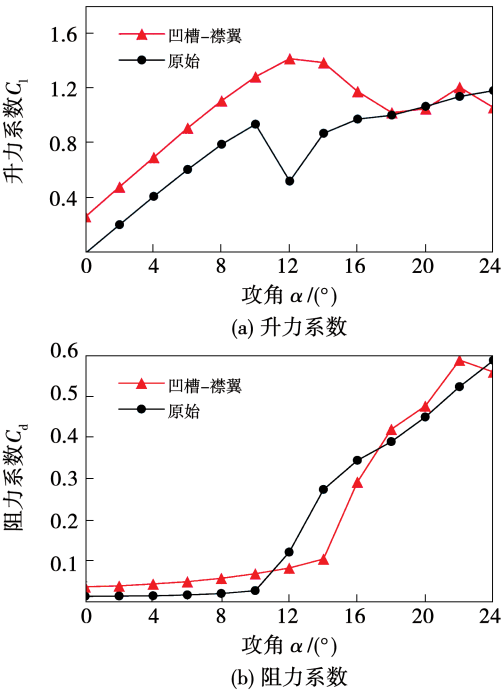


图7 静态升阻力系数随攻角变化

Fig. 7 Variation of the static lift-drag coefficient with the angle of attack

由图7可知,对于静态工况,原始翼型在 10° 攻角时开始产生失速,升力系数骤降。翼型达到失速攻角前,凹槽-襟翼可有效提高翼型升力系数,然而凹槽-襟翼翼型阻力系数亦有所增加;当翼型攻角超过失速攻角时,凹槽-襟翼可有效延缓翼型失速过程,凹槽-襟翼翼型升力系数不断提升,且在 12° 攻角时达到最大,为1.4,较原始翼型增加1.7倍。同时,其阻力系数亦有明显降低;当攻角进一步增加至 18° 时,翼型进入深失速状态,凹槽-襟翼对翼型气动性能的作用效果明显减弱。

图8为襟翼展开角度为 90° 时,NACA0012原始翼型与凹槽-襟翼翼型俯仰振荡运动过程中不同攻角处相对速度及流线分布图。其中,“ $\uparrow$ ”和“ $\downarrow$ ”分别表示上仰与下俯工况。

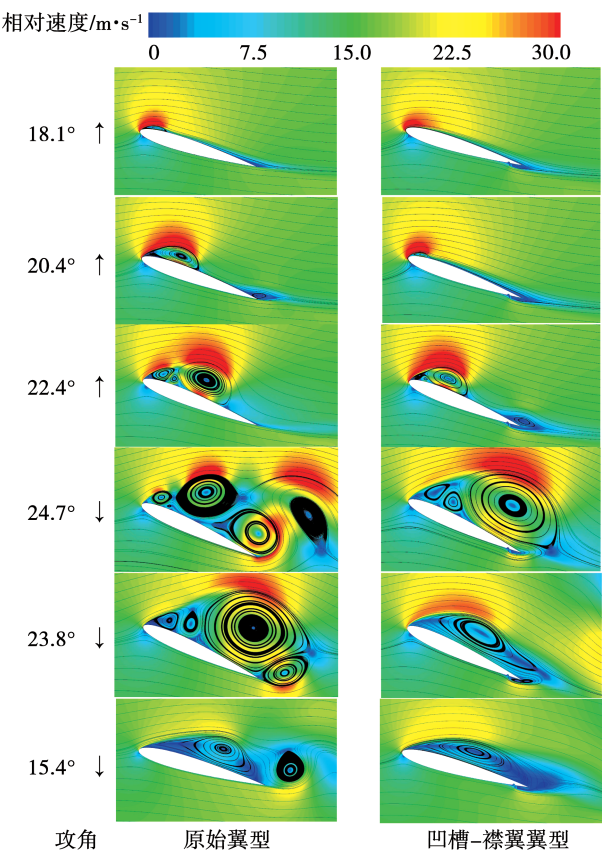


图8 NACA0012翼型周围流场速度与流线分布

Fig. 8 Flow field velocity and streamline distribution around NACA0012 airfoil

对于NACA0012翼型,其前缘半径相对较小,翼型俯仰振荡时,吸力面前缘附近逆压梯度较高,导致前缘附近首先出现流动分离,且随攻角增加分离涡不断向尾缘发展^[30]。当翼型上仰至 18.1° 时,原始翼型吸力面前缘逆压梯度明显增大,翼型前缘开始出现流动分离,而此时凹槽-襟翼翼型表面依旧保持良好的附着流动;随翼型继续上仰,翼型攻角为 20.4° 时,凹槽-襟翼翼型前缘开始出现分离涡,而原始翼型前缘分离涡明显增大,已发展至翼型 $0.5c$ 处;攻角继续增加,原始翼型与凹槽-襟翼翼型吸力面分离涡不断向尾缘发展,当攻角达到 22.4° 时,原始翼型吸力面开始出现前缘小涡,且主涡明显大于凹槽襟翼翼型;随攻角进一步增至 24.7° 时,原始翼型吸力面尾缘产生较大的尾缘涡,翼型表面出现较为明显的涡脱落,流场稳定性迅速降低,而凹槽-襟翼有效减缓了压力面尾缘流体上卷,抑制尾缘涡的产生,延缓涡脱落过程,翼型失速攻角明显增大。

凹槽-襟翼使翼型压力面尾缘处产生明显的低速流体区,增强了吸力面尾缘流体的下洗能力,有效避免了尾缘涡的产生。翼型下附至 23.8° 时,较原始翼型,凹槽-襟翼可有效抑制翼型涡脱落,流场稳定性明显增加;随翼型持续下附,当攻角为 15.4° 时,凹槽-襟翼翼型吸力面尾缘流体下洗有效加速流体的附着,翼型气动性能明显提升。

为研究凹槽-襟翼抑制翼型吸力面流动分离的作用机理,在 5° 攻角下对原始翼型与凹槽-襟翼翼型吸力面 $0.25c$ 和 $1c$ 处边界流速展开计算,结果如图 9 所示。

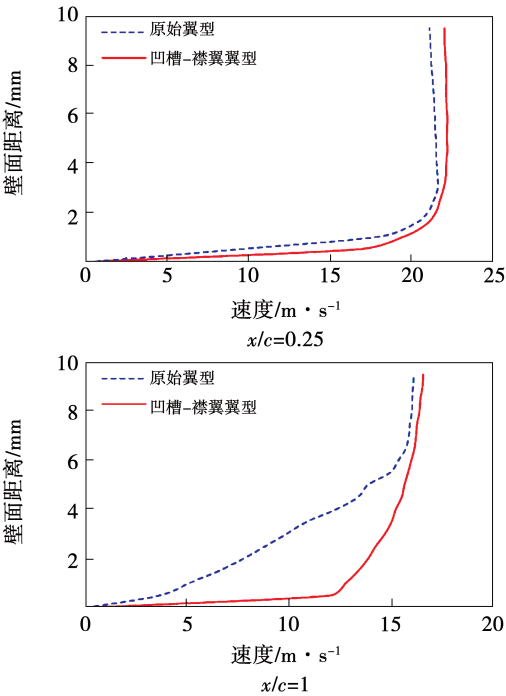


图 9 翼型吸力面垂向速度变化

Fig.9 Vertical velocity change of the airfoil suction surface

由图 9 可知,相同位置处凹槽-襟翼翼型表面流速总大于原始翼型,且尾缘处流速增加较为明显。凹槽-襟翼可有效增加翼型吸力面流体速度,在攻角增大到一定程度时较大的流速可极大降低翼型吸力面逆压梯度,延缓流动分离的产生与发展。同时,尾缘边界层的高速流体可抑制尾缘涡产生,对翼型气动性能提升具有积极作用。

原始翼型与凹槽-襟翼翼型俯仰振荡过程升阻力闭环迟滞曲线如图 10 所示。

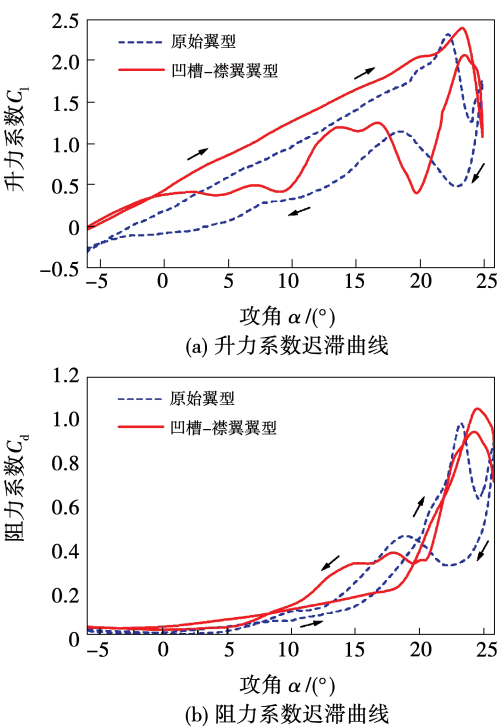


图 10 NACA0012 翼型气动系数迟滞曲线

Fig.10 Aerodynamic force coefficient hysteresis curves of NACA0012 airfoils

由图 10 可知,上仰过程中凹槽-襟翼翼型升力系数上升相对较为平稳,但明显较大,且失速攻角大于原始翼型。随攻角增加,原始翼型与凹槽-襟翼翼型升力系数均呈现不同程度的增大趋势。当攻角增加至 21.2° 时,原始翼型升力系数急剧上升,而后在 22.7° 时,开始出现失速,升力系数迅速降低,导致较为明显的波动。在此过程中,凹槽-襟翼翼型升力系数继续缓慢增加,当攻角进一步增加至 23.7° 时,凹槽-襟翼翼型升力系数达到峰值 2.3 ,而后发生失速,且较原始翼型,凹槽-襟翼抑制了翼型二次失速的产生,有效降低了叶片疲劳损伤。下俯过程中,凹槽-襟翼翼型升力系数迟滞曲线呈波浪下降,且波动幅度大于原始翼型,但整体明显较高。

对于阻力系数而言,上仰过程中,凹槽-襟翼同样有效避免了原始翼型大攻角下二次失速引起的大幅波动,提高了叶片结构安全性。下俯过程中,由于脱落涡相互作用,流场较为复杂,原始翼型与凹槽-襟翼翼型阻力系数迟滞曲线均呈现明显波动。

图 11 分别给出了上仰与下附过程中不同攻角下原始翼型与凹槽-襟翼翼型表面压力系数沿弦线

分布图。其中 M 表示翼型吸力面凹槽前端,N 表示翼型吸力面襟翼后端,曲线断开部分为凹槽-襟翼部分。

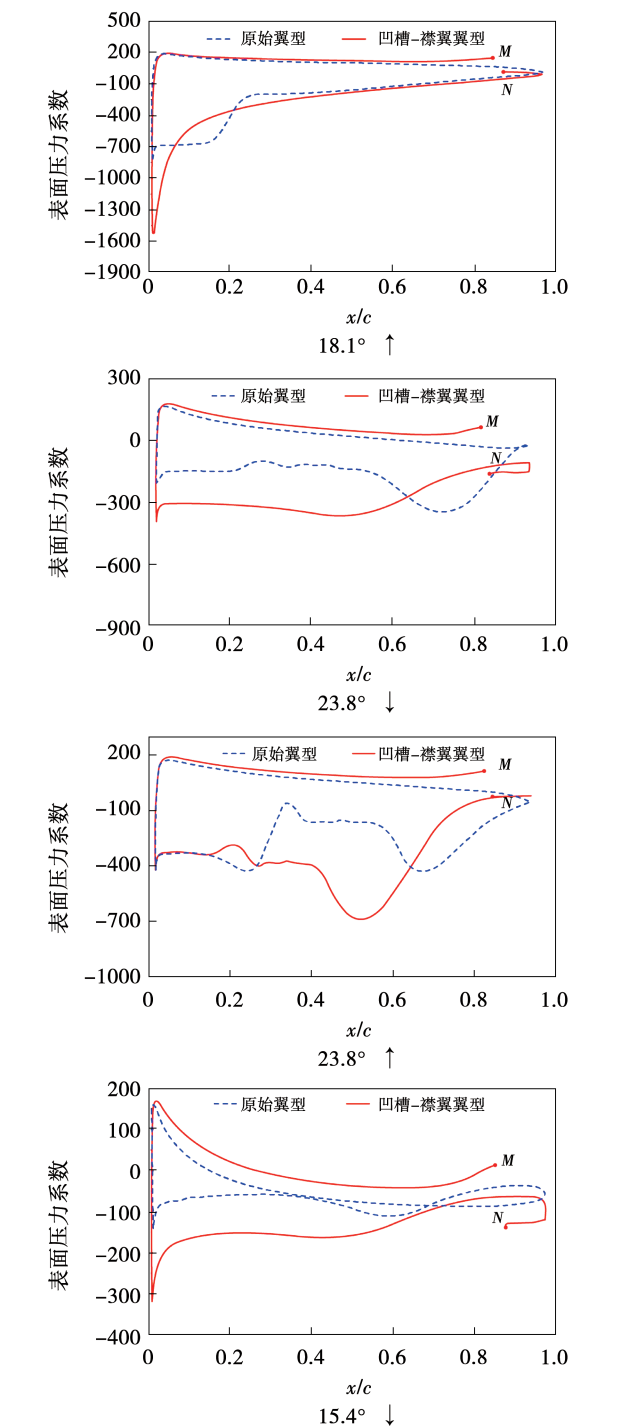


图 11 NACA0012 翼型表面压力系数分布
Fig. 11 Distributions of the surface pressure coefficients on NACA0012 airfoil

由图 11 可知,翼型压力面尾缘凹槽-襟翼上游压力系数有明显提高,而下游较低。当上仰攻角为

18.1°时,凹槽-襟翼翼型吸力面前缘压力系数明显低于原始翼型,且由于凹槽-襟翼对流体的阻塞,使压力面压力系数略高于原始翼型;当攻角增加至 23.8°时,凹槽-襟翼对翼型压力面的阻塞作用使压力面升力系数明显提高,同时对翼型吸力面涡脱落的抑制有效增大了吸力面中段负压,凹槽-襟翼翼型整体压差较大,改善了翼型气动性能。下俯过程中,凹槽-襟翼对翼型吸压力面压差提升作用更为明显,且当攻角下降至 15.4°时,凹槽-襟翼可有效避免压力面压力骤降,从而提高叶片结构安全性。

翼型俯仰时,流动分离发生位置随厚度变化发生改变,为进一步探究凹槽-襟翼对不同翼型流动分离控制效果,选取 NACA 系列 3 种翼型展开研究,分析不同折合频率下凹槽-襟翼对翼型的作用效果。选取俯仰全过程平均升阻比进行分析,结果如表 1 所示。其中,ΔK 表示凹槽-襟翼翼型平均升阻比较原始翼型增量,φ 表示平均升阻比提高百分比。

表 1 不同折合频率下各翼型平均升阻比
Tab. 1 The average lift-drag ratio of each airfoil at different reduced frequencies

翼型	折合频率	原始翼型	凹槽-襟翼翼型	ΔK	φ/%
NACA0012	0.025	1.13	4.23	2.90	68.56
	0.05	0.85	4.22	3.37	79.86
	0.1	0.54	3.92	3.38	86.22
NACA0021	0.025	2.96	6.73	3.74	55.57
	0.05	2.15	5.90	3.75	63.56
	0.1	1.30	5.31	4.01	77.52
NACA0028	0.025	2.64	5.18	2.54	49.03
	0.05	1.86	4.80	2.94	61.25
	0.1	0.79	3.87	3.08	79.58

由表 1 可得,凹槽-襟翼翼型俯仰振荡平均升阻比明显大于原始翼型,且随折合频率增加,平均升阻比增量不断增加,其提高百分比随翼型厚度增大呈整体减小趋势。深失速俯仰过程中,NACA0012 翼型平均升阻比较低,当折合频率为 0.1 时,加装凹槽-襟翼后,其平均升阻比较原始翼型增加 3.38,可有效提升 86.22%;对于 NACA0021 翼型,其原始翼型平均升阻比较大,加装凹槽-襟翼后升阻比进

一步提升,凹槽-襟翼翼型平均升阻比最大可提高 77.52%。而当折合频率为 0.025 时,NACA0021 翼型加装凹槽-襟翼后平均升阻比较原始翼型增加 3.74,提升 55.57%;此时,对于 NACA0028 翼型而言,凹槽-襟翼作用平均升阻比仅提高 49.03%。由此可知,对于 NACA0012 翼型而言,凹槽-襟翼的流动控制效果最为显著。

4 结 论

(1) 俯仰运动过程中,凹槽-襟翼可有效提升翼型吸力面速度,降低失速攻角下逆压梯度,减缓流动分离,翼型升力系数明显提高。

(2) 凹槽-襟翼增加可尾缘吸力面流体下洗能力,抑制尾缘涡的形成,明显增大翼型失速攻角,同时避免翼型二次失速。

(3) 凹槽-襟翼翼型俯仰振荡平均升阻比明显大于原始翼型,且随折合频率增加,平均升阻比增量不断增加,其提高百分比随翼型厚度增大呈整体减小趋势。

(4) 在不同厚度下,凹槽-襟翼均可有效改善翼型流动分离,提升翼型气动性能。其中,凹槽-襟翼对 NACA0012 翼型提升作用较为明显,当折合频率为 0.1 时,平均升阻比最大可提高 86.22%。

参考文献:

- [1] 郝文星. 风力机叶片气动降载与流动分离控制研究[D]. 上海:上海理工大学,2019.
HAO Wen-xing. Study on aerodynamic load reduction and flow separation control of wind turbine blades[D]. Shanghai:University of Shanghai for Science and Technology,2019.
- [2] 张家忠,李凯伦,陈丽莺. 翼型失速的非线性动力学特性及其控制[J]. 航空学报,2011,32(12):2163-2173.
ZHANG Jia-zhong,LI Kai-lun,CHEN Li-ying. Nonlinear dynamics of static stall of airfoil and its control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2011,32(12):2163-2173.
- [3] 葛铭纬,柯炜铭,田 德. 基于同向射流技术的风力机翼型增升减阻研究[J]. 太阳能学报,2019,40(12):3586-3593.
GE Ming-wei,KE Wei-ming,TIAN De. Lift augmentation and drag reduction of wind turbine airfoils by coflow jet technology[J]. Acta Energiae Solaris Sinica,2019,40(12):3586-3593.
- [4] 陈 培,杜棉锦,刘杰平. 风力机专用翼型发展现状及其关键

- 气动问题分析[J]. 电网与清洁能源,2009,25(2):36-40.
CHEN Pei,DU Jin-yin,LIU Jie-ping. Development status and key aerodynamic problems of wind turbine dedicated airfoils[J]. Power System and Clean Energy,2009,25(2):36-40.
- [5] LUMLEY J L. Flow control: passive,active and reactive flow management by Mohamed Gad-el-Hak[J]. Mechanical Engineering,2000,43(4):726-727.
 - [6] ZHA G C,PAXTON C D,CONLEY C A,et al. Effect of injection slot size on the performance of coflow jet airfoil[J]. Journal of Aircraft,2006,43(4):987-995.
 - [7] WANG B,HADDOAKESSOUNI B,LEVY J,et al. Numerical investigations of injection-slot-size effect on the performance of coflow jet airfoils[J]. Journal of Aircraft,2008,45(6):2084-2091.
 - [8] BELAMADI R,DJEMILI A,ILINCA A,et al. Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics,2016,(151):79-99.
 - [9] LIVYA E,ANITHA G,VALLI P. Aerodynamic analysis of dimple effect on aircraft wing[J]. International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering,2015,9(2):350-353.
 - [10] PAPE A L,COSTES M,RICHEZ F,et al. Dynamic stall control using deployable leading-edge vortex generators[J]. AIAA Journal,2012,50(10):2135-2145.
 - [11] 李亚臣,王晋军,张攀峰. 平板/锯齿型 Gurney 襟翼对 NACA0012 翼型增升实验研究[J]. 航空学报,2003,24(2):119-123.
LI Ya-chen,WANG Jin-jun,ZHANG Pan-feng. Experimental investigation of lift enhancement on a NACA0012 airfoil using plate/serrated Gurney flaps[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2003,24(2):119-123.
 - [12] 李传峰. 风力机尾缘襟翼气动特性与机理研究[D]. 北京:中国科学院研究生院(工程热物理研究所),2013.
LI Chuan-feng. Aerodynamic characteristics and mechanism of trailing edge flaps of wind turbines[D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermophysics),2013.
 - [13] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift[J]. Journal of Aircraft,1978,15(9):547-561.
 - [14] DANIEL L,TRAUB L W. Effect of aspect ratio on Gurney-flap performance[J]. Journal of Aircraft,2013,50:1517-1225.
 - [15] MEENA M G,TAIRA K,ASAI K. Airfoil-wake modification with Gurney-flap at low Reynolds number[J]. AIAA Journal,2018,56(4):1348-1359.
 - [16] MYOSE R,HERON I,PAPADAKIS M. Effect of Gurney flaps on

a NACA 0011 airfoil[C]// Aerospace Sciences Meeting & Exhibit,2006.

[17] SRIVASTAV D, PONNANI K N. Surface modifications for improved maneuverability and performance of an aircraft [C]// ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Denver; ASME,2011;121 – 127.

[18] BAWEJA C, PRAKASH I, RAKESH D, et al. Analysis and optimization of dimpled surface modified for wing planforms[C]//International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, IEEE,2016.

[19] ISMAIL M F, VIJAYARAGHAVAN K. The effects of aerofoil profile modification on a vertical axis wind turbine performance[J]. Energy,2015,80; 20 – 31.

[20] SHUKLA V, KAVITI A K. Performance evaluation of profile modifications on straight-bladed vertical axis wind turbine by energy and Spalart Allmaras models[J]. Energy,2017,126;766 – 795.

[21] WANG S Y, INGHAM D B, et al. Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils [J]. Computers & Fluids,2010,39(9): 1529 – 1541.

[22] LABASTIDE B P. Wind shear, gust, and yaw-induced dynamic stall on wind-turbine blades[D]. Canada: Queen’s University, 2016.

[23] JONKMAN J, BUTTERFIELD S, MUSIAL W, et al. Definition of a 5 MW reference wind turbine for of fshore system development [R]. NREL Report TP – 500 – 38060,2009.

[24] BUTTERFIELD C P, SIMMS D, HUYER S. Recent results from data analysis of dynamic stall on wind turbine blades[R]. NREL Report TP – 257 – 4654,1992.

[25] 向 斌, 缪维跑, 李 春, 等. 动态格尼襟翼对垂直轴风力机性能影响研究[J/OL]. 中国机械工程: (2020 – 01 – 20) [2020 – 07 – 11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/42.1294.th.20200119.1650.006.html>.

XIANG Bin, MIAO Wei-pao, LI Chun, et al. Research of dynamic gurney flap on the performance of vertical axis wind turbine[J/OL]. China Mechanical Engineering (2020 – 01 – 20) [2020 – 07 – 11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/42.1294.th.20200119.1650.006.html>.

[26] HUANG D, LI J, LIU Y. Airfoil dynamic stall and aeroelastic analysis based on multi-frequency excitation using CFD method [J]. Procedia Engineering, 2015, 99; 686 – 695.

[27] TSENG C C, CHENG Y E. Numerical investigations of the vortex interactions for a flow over a pitching foil at different stages[J]. Journal of Fluids & Structures, 2015, 58; 291 – 318.

[28] GHARALI K, JOHNSON D A. Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies [J]. Applied Energy, 2012, 93; 45 – 52.

[29] LEE T, GERONTAKOS P. Investigation of flow over an oscillating airfoil[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 512; 313 – 341.

[30] 王友进, 闫 超, 周 涛. 不同厚度翼型动态失速涡运动数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 153 – 157.

WANG You-jin, YAN Chao, ZHOU Tao. Numerical investigation of dynamic stall vortex movement of different-thickness airfoils [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(2): 153 – 157.

(姜雪梅 编辑)