

尾缘气动弹片对翼型动态失速特性影响研究

薛世成, 缪维跑, 李 春, 李 根

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘 要:通过研究尾缘气动弹片对翼型动态失速特性影响,提出一种基于气动弹片的主动控制策略,使其于大攻角时抬起,小攻角时闭合。并采用计算流体动力学方法对比分析主动式气动弹片对不同厚度翼型抑制流动分离作用的效果。结果表明:对于薄翼型,发生动态失速时,气动弹片可延缓翼型尾缘涡旋与前缘主流涡的相互作用,减小翼型升力系数骤降幅度;随翼型厚度增加,流动分离点从翼型前缘转向后缘,气动弹片可有效分割较大分离涡,减轻流动分离程度,限制分离涡发展,同时抑制尾缘伴随小涡产生,提高翼型升阻比。

关 键 词:气动性能;动态失速;主动控制;气动弹片;升阻比

中图分类号:TK83 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.12.021

[引用本文格式]薛世成,缪维跑,李 春,等.尾缘气动弹片对翼型动态失速特性影响研究[J].热能动力工程,2021,36(12):142-150. XUE Shi-cheng, MIAO Wei-pao, LI Chun, et al. Effect of trailing edge aerodynamic flap on dynamic stall characteristics of airfoil[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(12):142-150.

Effect of Trailing Edge Aerodynamic Flap on Dynamic Stall Characteristics of Airfoil

XUE Shi-cheng, MIAO Wei-pao, LI Chun, LI Gen

(School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code:200093)

Abstract: Through studying the influence of trailing edge aerodynamic flap on dynamic stall characteristics of airfoils, an active control strategy based on aerodynamic flap was proposed to make it lift at large angle of attack and close at small angle of attack. The computational fluid dynamics (CFD) method was used to contrastively analyze the effect of active aerodynamic flap on the flow separation inhibited by airfoils with different thicknesses. The results show that when dynamic stall occurs, the aerodynamic flap of thin airfoil can delay the interaction between airfoil trailing edge vortex and leading edge mainstream vortex, and reduce the sudden drop range of lift force coefficient of airfoil. With the increase of airfoil thickness, the flow separation point turns from the airfoil leading edge to the trailing edge. The aerodynamic flap can effectively segment larger separation vortexes, reduce the degree of flow separation, limit the development of separation vortexes, and at the same time inhibit the generation of accompanying small vortexes at the trailing edge, thus increasing the lift-drag ratio of the airfoil.

Key words: aerodynamic performance, dynamic stall, active control, aerodynamic flap, lift-drag ratio

收稿日期:2020-08-16; 修订日期:2020-10-09

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); Local University and Colleges Capacity Building Project of Shanghai Science and Technology Innovation Action Plan(19060502200)

作者简介:薛世成(1996-),男,山西大同人,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。

引 言

垂直轴风力机运行过程中,其叶片吸力面与压力面交替变换,攻角周期性大幅变化,导致叶片更易出现流动分离,进而产生失速,使叶片升阻比降低,气动性能下降^[1-2]。失速引起的非定常脱落涡将增加叶片压力波动,影响风力机的安全运行,降低叶片使用寿命^[3]。因此,通过有效的流动控制技术改善叶片翼型失速特性以提高风力机运行效率与安全性尤为重要^[4]。

流动控制技术为通过流体与气动结构的相互作用改善叶片周围流体流动状态或改变叶片表面气动载荷分布的一种局部控制技术^[5],如涡流发生器^[6]、格尼襟翼^[7]、气动弹片^[8]及翼缝^[9]等。其中,气动弹片作为一种有效的翼型流动控制装置,其结构简单,可有效抑制尾缘流动分离,延缓失速的发生,从而提升翼型气动性能^[10-11]。Schlüter 等人^[12]研究低雷诺数下气动弹片在不同翼型上的作用效果,发现 NACA0012 翼型吸力面布置气动弹片可有效减缓流动分离,抑制失速发生,升力系数曲线无明显骤降。Bramesfeld 等人^[13]通过风洞实验对气动弹片流动控制机理开展研究,当流动分离发生时,气动弹片上游压力降低,下游压力升高,翼型表面压差增大,升力系数最大可提高 20%。Traud 等人^[14]利用低速风洞试验研究不同几何形状气动弹片对翼型气动力的影响,发现矩形弹片效果最好。文献^[15]在不同攻角下研究气动弹片摆角对翼型气动性能的影响,指出气动弹片通过影响流动分离区大小改变翼型升阻比,当气动弹片处于最佳角度时,翼型升力最大可提升 12.7%。Arivol 等人^[16]在低雷诺数下对不同翼型气动弹片控制流动分离效果开展研究,得出气动弹片在高展弦比翼型中可有效延迟流动分离,提高翼型气动力。Allenmand 等人^[17]研究气动弹片对高展弦比叶片气动特性影响,指出流体沿展向所具有的不同流态可将气动弹片分割成独立结构,有利于提高流动控制效果。Meyer 等人^[18]采用数值模拟与实验相结合的方法对气动弹片流动控制机理进行研究,发现布置于尾缘吸力面的气动弹片可有效抑制尾缘逆流向前缘移动,延迟流动分离,翼

型升力可提高 10% 以上。文献^[19]基于仿生学原理,提出一种附着于翼型前缘吸力面柔性气动弹片,并结合计算流体动力学模型与有限元方法,研究具有不同结构属性柔性气动弹片对翼型流动分离控制影响,发现气动弹片能有效提高翼型升阻比。

已有关于气动弹片对流动分离控制影响的研究多基于静态失速条件,但风力机实际运行中受大气湍流、风剪切、变桨操纵及偏航运行等影响,其叶片攻角与来流风速随时间不断变化,易产生动态失速现象^[20]。动态失速攻角较静态失速有明显延迟^[21],且动态失速发生时,叶片气动力具有明显的迟滞现象,其吸力面出现的大尺度涡结构将导致升力迅速下降,并诱导出高度非线性振荡压力场^[22],严重影响风力机叶片结构安全。

基于此,本文提出一种针对气动弹片的主动流动控制技术以改善翼型动态失速特性。利用计算流体力学软件 STAR-CCM⁺ 进行数值模拟,并结合滑移网格与重叠网格技术实现气动弹片动态控制,分析气动弹片对不同厚度翼型俯仰运动的作用效果。

1 计算模型

1.1 气动弹片及翼型气动模型

以 NACA0012 翼型为研究对象(弦长 c 为 0.15 m),在距翼型吸力面尾缘 $0.3c$ 处布置气动弹片,如图 1 所示。

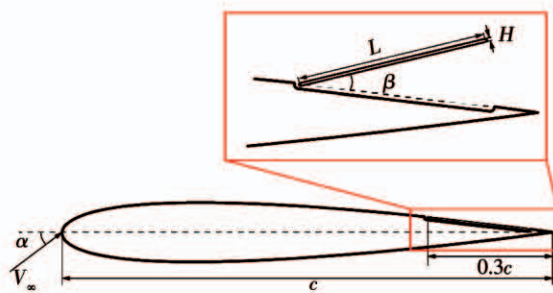


图 1 气动弹片翼型几何模型

Fig. 1 Geometric model of aerodynamic flap airfoil

图中: V_{∞} —来流风速;攻角 α —翼型弦线与来流风向的夹角;气动弹片长度 $L=0.2c$;厚度 $H=0.008c$; β —气动弹片摆角,范围为 $0^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 。

为研究翼型动态失速特性对风力机气动载荷影响,需给定翼型俯仰运动方程^[23]:

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

式中： α_0 —振荡平均攻角， 10° ； α_A —振荡幅度， 15° ； f —翼型振荡频率，指翼型单位时间内振动次数。定义翼型绕气动中心（ $x/c=0.25$ ） O 点作周期性运动，翼型俯仰运动如图 2 所示。

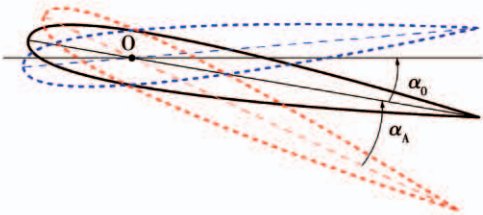


图 2 翼型俯仰运动示意图

Fig.2 Schematic diagram of airfoil pitching motion

翼型俯仰运动过程中，缩减频率 k 反映了翼型弦线主流运动与绕轴运动的相互作用，其大小表征绕轴俯仰运动对主流运动的影响程度，定义为：

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

研究表明，缩减频率对翼型俯仰运动具有重要影响，对于风力机而言，不同研究背景所对应缩减频率取值范围不同^[24-25]，本文主要研究非稳定大气边界层环境工作的风力机，考虑大气湍流所引起的不稳定流入，因此缩减频率取 0.1 ^[26]。

1.2 气动弹片控制策略

翼型攻角超过失速攻角时，气动弹片可有效抑制或延缓因动态失速引起的流动分离，从而提高翼型气动性能。当翼型攻角小于失速攻角时，气动弹片会破坏翼型表面的附着流动，导致阻力上升，升阻比下降。基于此，对气动弹片施加主动控制，使其于大攻角时抬起，小攻角时闭合，其角速度随攻角变化如图 3 所示。

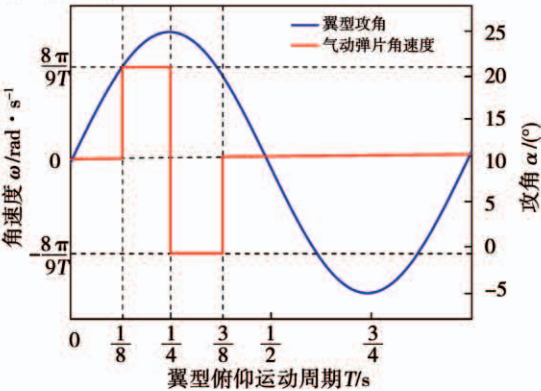


图 3 气动弹片运动变化规律

Fig.3 Variation law of aerodynamic flap motion

由图 3 可知，气动弹片随翼型作周期性运动。当攻角位于 20.5° 时，气动弹片开始运动；当攻角增大到 25° 时，气动弹片摆角最大，为 20° 。其运动规律为：

$$\omega = \begin{cases} 0, T \in [0, T/8) \\ 8\pi/9T, T \in [T/8, T/4) \\ -8\pi/9T, T \in [T/4, 3T/8) \\ 0, T \in [3T/8, T] \end{cases} \quad (3)$$

式中： ω —气动弹片运动角速度， rad/s ； T —翼型振荡周期， s 。

1.3 边界条件设置及网格划分

计算域及边界条件如图 4 所示。计算域分为 3 个子域，分别为外流域 D_1 、加密区域 D_2 及旋转域 D_3 。为保证各区域信息有效传递， D_2 与 D_3 之间采用进口边界（图中虚线表示），翼型表面设置为无滑移壁面边界。旋转域半径为 $3c$ ；外流域边界 AD 、 AB 、 CD 设为速度进口，取 16.69 m/s ，距旋转中心 $15c$ ；边界 BC 设为压力出口，相对压力 0 Pa ，距旋转中心 $30c$ ；同时，对流场变化剧烈的旋转域网格进行加密，而流场变化相对较稳定的外流域选择稀疏网格，以有效捕捉流场细节，并节省计算资源。

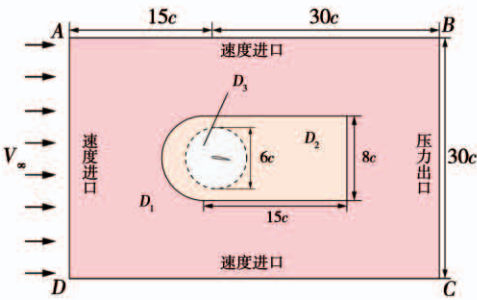


图 4 计算域划分及边界条件设置

Fig.4 Calculation domain division and boundary condition setting

图 5 为计算域及翼型壁面处网格分布。翼型及气动弹片壁面采用结构化边界层网格，为保证 $y^+ \approx 1$ ，近壁层网格高度取 $1.5 \times 10^{-5} \text{ m}$ ；较之四面体网格，多面体网格具有很好的收敛性^[27]，因此其它区域采用多面体网格；气动弹片区域采用重叠网格技

术以实现周期性摆动。

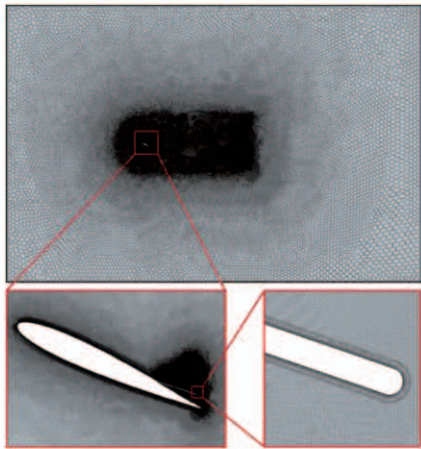


图 5 计算域网格分布

Fig.5 Grid distribution in calculation domain

1.4 湍流模型

通过 STAR-CCM⁺ 软件对翼型俯仰运动进行数值模拟,基于有限体积法对 N-S 方程进行离散,并采用双时间步法求解非定常不可压雷诺时均 N-S 方程,方程各项均为二阶迎风格式。

文献[28-29]采用不同湍流模型数值模拟了 NACA0012 翼型俯仰运动,发现 SST $k-\omega$ 湍流模型数值计算结果与实验值吻合较好。此外,该湍流模型能更好地适用于逆压梯度与分离流的计算^[30]。因此,选择 SST $k-\omega$ 湍流模型。其数学方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho e u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_e \frac{\partial e}{\partial x_j}) + G_e - Z_e + S_e \tag{4}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mu) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \mu u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\mu \frac{\partial \mu}{\partial x_j}) + G_\mu - Z_\mu + S_\mu + H_\mu \tag{5}$$

式中: e —紊流动能; μ —耗散率; Γ —有效扩散率; Z —扩散项; H —交叉扩散项; G —生成项; S —自定义项。

2 可靠性验证

翼型俯仰运动过程中的主要气动力参数包括升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 及升阻比 K 等:

$$C_L = F_L / (\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot c) \tag{6}$$

$$C_D = F_D / (\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot c) \tag{7}$$

$$K = C_L / C_D \tag{8}$$

式中: F_L —翼型升力,垂直于来流方向,N; F_D —翼型阻力,平行于来流方向,N; ρ —来流空气密度, kg/m^3 。

根据计算域网格分布,对原始翼型俯仰运动进行网格无关性验证。分别选 6.7 万、10.4 万、13.7 万及 16.1 万网格数量进行数值模拟,升力系数如图 6 所示。

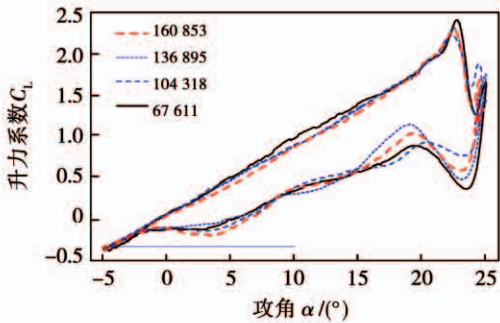


图 6 网格无关性验证

Fig.6 Grid independence verification

网格数量由 6.7 万增长到 10.4 万时,翼型升力系数迟滞曲线存在较大差异,此时网格未达到计算要求。当网格数量由 13.6 万增加到 16.1 万时,翼型升力系数迟滞曲线变化趋势基本保持一致,可知 13.6 万网格数量可满足计算精度。因此,选取网格总数为 13.6 万网格进行数值计算。

为保证计算结果可靠性,取经过 6 个连续周期计算,得到相对稳定的流场信息,并与文献[31]实验值对比,结果如图 7 所示。其中,图 7(a)为翼型升力系数迟滞闭环曲线,图 7(b)为翼型阻力系数迟滞闭环曲线。

由图 7 可知,翼型上仰过程中,数值计算所得升力系数动态迟滞闭环曲线略高于实验曲线,峰值降低约 0.12,阻力系数迟滞曲线数值计算峰值略高于实验值;下俯过程中,由于涡旋的生成与脱落,随攻角减小,升力系数迟滞曲线呈波浪状,直至层流再次附着翼型表面。由于计算模型与实际工况间存在差

异,导致翼型升、阻力系数迟滞曲线存在一定差别,但总体而言,计算结果与实验值吻合较好。

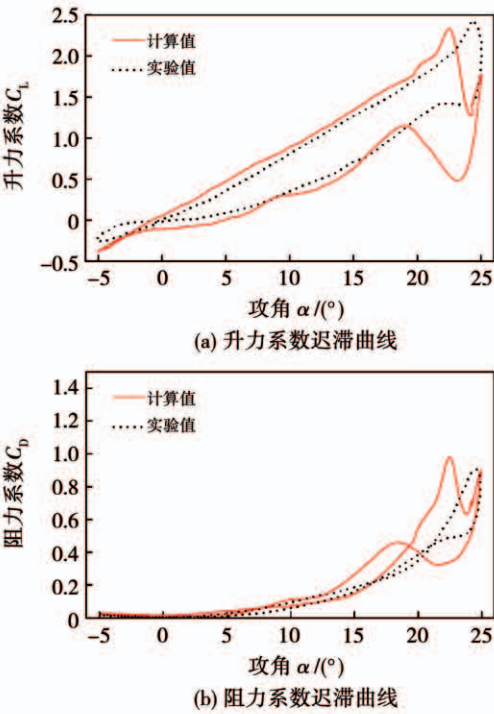


图 7 计算值与试验值比较

Fig. 7 Comparison of calculated and experimental values

3 结果与分析

分别对 3 种不同厚度翼型 NACA0012、NACA0018 及 NACA0021 在低雷诺数下的动态失速过程进行数值模拟,分析气动弹片对不同翼型失速特性的影响。

研究发现,NACA0012 翼型前缘半径较小,在振荡过程中,前缘附近具有较高的逆压梯度,其流动分离首先出现在翼型吸力面前缘^[32]。图 8 为翼型俯仰运动过程中相对速度及流线图。其中,“↑”和“↓”分别表示上仰与下俯工况。

由图可知,翼型上仰过程中,攻角由 0° 变化到 14.8° 时,气动弹片翼型与原始翼型表面均表现出良好的附着流动,无分离涡出现;随着翼型持续上仰,攻角增加,翼型上表面逆压梯度不断增大,当翼型上仰攻角超过 14.8° 时,翼型上表面边界层逐渐开始出现逆流;攻角继续增加,则翼型前缘开始产生分离

涡,并逐渐向尾缘移动,此过程中分离涡不断增大,直至覆盖翼型上表面;当攻角进一步增加,原始翼型尾缘产生涡旋,并有向前缘发展趋势,受尾缘涡旋影响,主流分离涡迅速脱落,翼型发生动态失速。

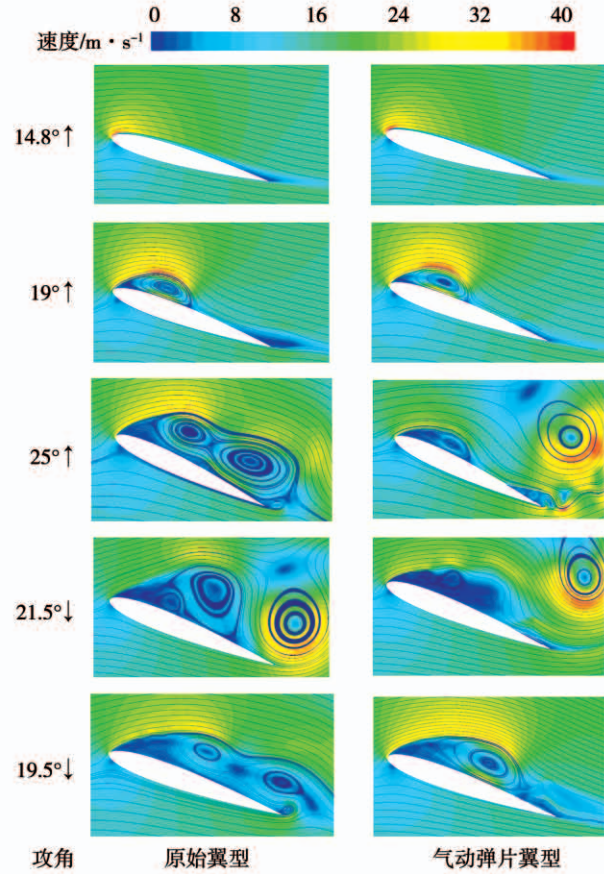


图 8 NACA0012 翼型周围速度与流线分布

Fig. 8 Velocity and streamline distributions around NACA0012 airfoils

气动弹片翼型上仰至 20.5° 攻角时,气动弹片开始抬起,降低大攻角下尾缘涡旋对主涡分离涡的影响,延缓了翼型动态失速,并抑制二次失速产生,降低叶片疲劳损伤。

对于翼型下俯过程,随攻角不断减小,翼型上表面涡旋逐渐脱落,直至流体再次附着翼型表面,此过程翼型前缘与尾缘涡旋相互作用,导致升力系数迟滞曲线不断波动。

原始翼型与气动弹片翼型俯仰运动气动力及转矩闭环迟滞曲线如图 9 所示。由图 9 可知,上仰过程中,攻角小于 10° 时,原始翼型与气动弹片翼型升

阻力系数迟滞曲线基本吻合。攻角大于 15° 时,气动弹片翼型升力系数上升趋势明显大于原始翼型,但其峰值较原始翼型低 0.13。当攻角超过 21.5° 时,原始翼型升力系数急剧下降,翼型失速较为严重。此时,由于气动弹片减缓了尾缘涡旋与主流分离涡的相互作用,气动弹片翼型升力系数下降相对缓慢。下俯过程中,气动弹片翼型升力系数迟滞曲线波动较为明显,整体明显高于原始翼型。

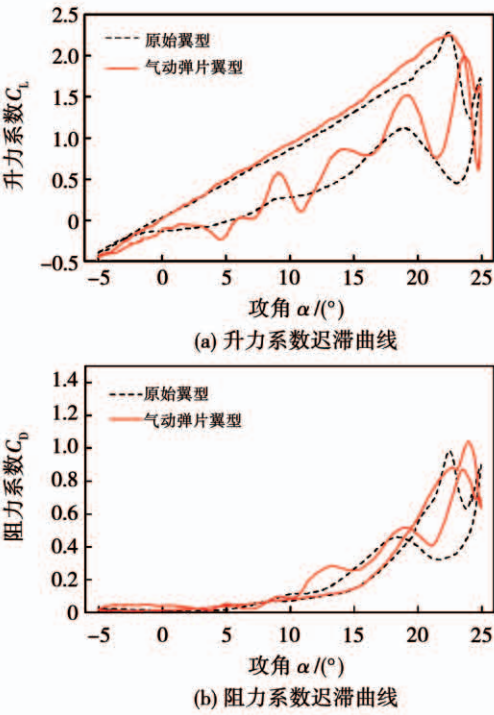


图 9 NACA0012 翼型气动系数迟滞曲线

Fig.9 Hysteresis curves of aerodynamic force coefficients of NACA0012 airfoils

图 10 给出了上仰过程中攻角为 19° 与 23° 时气动弹片翼型与原始翼型表面压力系数沿弦线的分布。由图 10 可知,攻角为 19° 时,气动弹片翼型压力面压力系数略高于原始翼型,且由于气动弹片增加了尾缘吸力面负压,使气动弹片翼型整体压差较大,提高了翼型气动性能。当攻角为 23° 时,翼型吸力面气动弹片两侧压力系数出现阶跃变化,较之原始翼型,弹片上游压力降低,下游压力升高;压力面压力系数亦有明显提升,增大了翼型表面压差,提高了翼型转矩;气动弹片上表面压力系数较小并沿展

向逐渐增大,增加了翼型尾缘部分压差,下表面压力保持不变,气动弹片最大表面压差出现于根部。

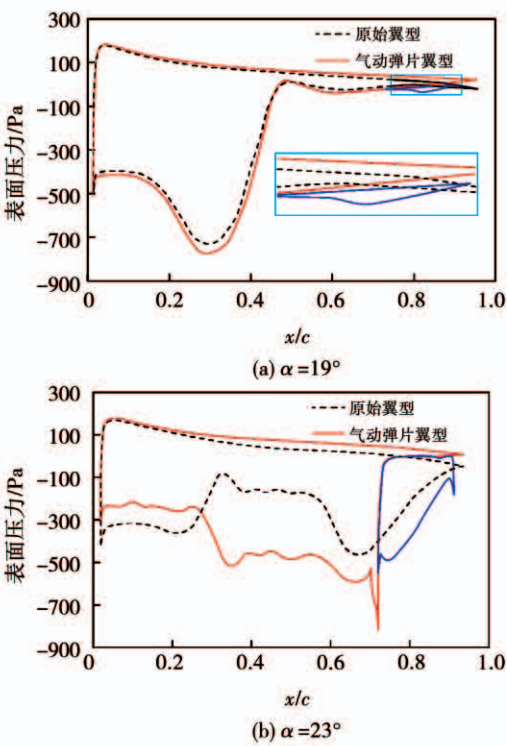


图 10 NACA0012 翼型表面压力系数分布

Fig.10 Distributions of surface pressure coefficients of NACA0012 airfoils

对于较厚翼型(NACA018 与 NACA0021),其俯仰运动过程中,当攻角增大到一定程度时,翼型尾缘首先出现流动分离,随攻角进一步增大,尾缘分离涡逐渐向前缘发展。图 11 展示了大攻角时两种翼型附近流场相对速度及流线分布。

由图 11 可知,上仰过程中,当攻角到达 21° 时, NACA0018 与 NACA0021 原始翼型吸力面出现较为明显的流动分离,此时气动弹片翼型仍表现出较好的附着流动;当攻角进一步增加至 24.5° 时, NACA0018 与 NACA0021 原始翼型吸力面出现大范围流动分离,分离涡开始脱落,翼型尾缘出现伴随小涡,翼型发生动态失速,升力系数出现骤降。相比之下,气动弹片翼型开始出现不同程度地流动分离,且气动弹片有效地将较大分离涡分割成两部分,减轻流动分离程度,限制了分离涡的发展。同时,抑制伴随小涡的产生提高了翼型气动力。下俯过程中,当攻角为 24.8° 时, NACA0018 与 NACA0021 原始翼型

吸力面分离涡出现大范围脱落,而气动弹片翼型分离涡较小,且翼型附近流场随厚度增加更趋于稳定。

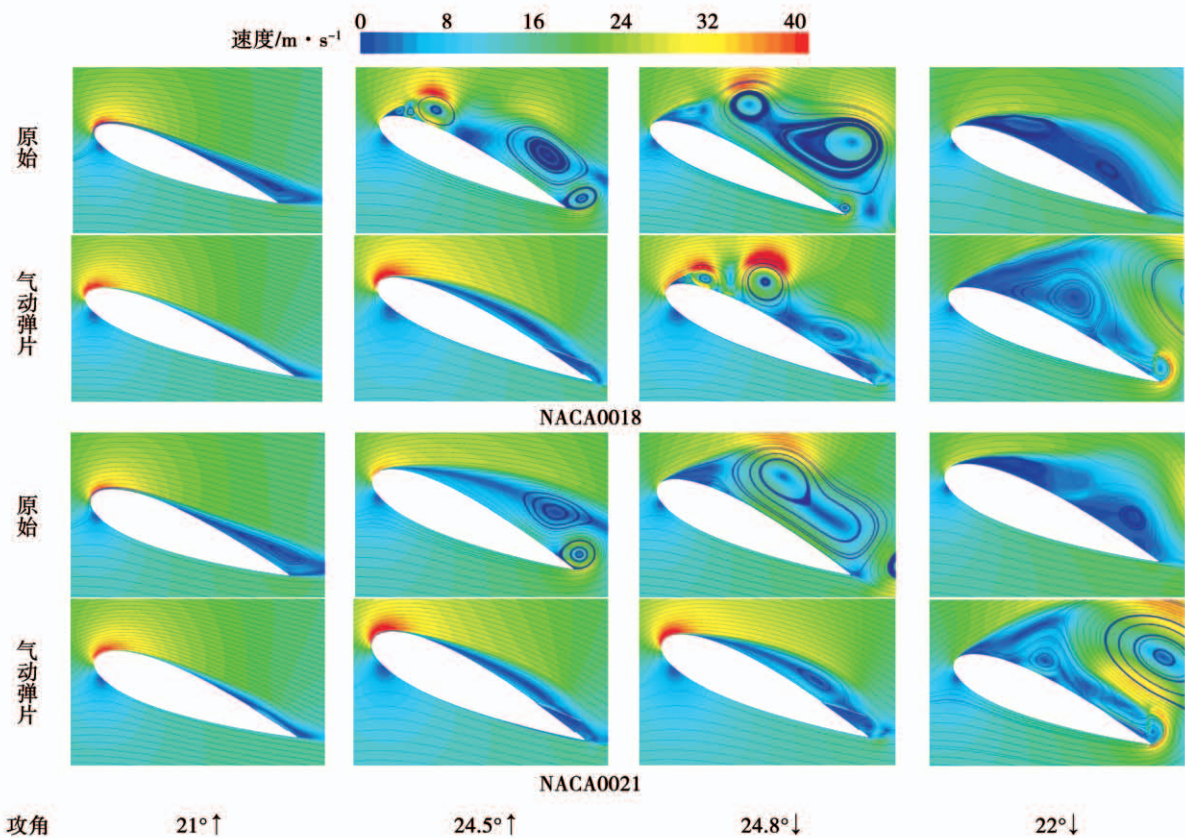


图 11 不同翼型周围速度及流线分布

Fig. 11 Velocity and streamline distributions around different airfoils

图 12 为 NACA0018 与 NACA0021 原始及气动弹片翼型气动力系数迟滞曲线。由图 12(a)与(c)可知,上仰过程中,在小攻角下,NACA0018 原始翼型与气动弹片翼型升力系数基本相等,而 NACA0021 气动弹片翼型升力系数低于原始翼型;随攻角增大,NACA0018 与 NACA0021 气动弹片翼型升力系数提升较为明显,且峰值分别为 2.52 和 2.82,较其原始翼型最大分别提高28.6%和 50.5%;下俯过程中,在大攻角下,分离涡脱落使流场稳定性较差,升力系数迟滞曲线起伏较为明显,且随攻角减小升力系数曲线逐渐趋于平缓。由图 12(b)与(d)可知,上仰过程中,气动弹片翼型与原始翼型阻力系数吻合较好,峰值基本相等,且在 24°攻角附近时,NACA0021 气动弹片翼型阻力系数低于原始翼型,可知气动弹片在大攻角下抬起并未增加翼型阻力。

翼型振荡过程中随厚度变化,其流动分离发生位置也随之改变。表 1 为不同翼型上仰过程中

平均升阻比。其中 Δ 表示气动弹片翼型平均升阻比较原始翼型增量, φ 表示平均升阻比提升百分率。

表 1 不同翼型平均升阻比

Tab. 1 Average lift-drag ratios of different airfoils

翼型	平均升阻比		Δ	$\varphi/\%$
	原始	气动弹片		
NACA0012	5.20	5.50	0.30	5.8
NACA0018	8.36	8.94	0.58	6.9
NACA0021	8.11	8.34	0.23	2.8

由表 1 可知,气动弹片翼型平均升阻比均高于原始翼型,且翼型厚度不同,升阻比增量也不同。NACA0012 原始翼型厚度较小,其平均升阻比较低,加装气动弹片后平均升阻比较原始翼型增加 0.30,提升 5.8%;随翼型厚度增加,NACA0018 气动弹片翼型平均升阻比有明显提升,较其原始翼型增加

0.58,提升 6.9%;翼型厚度进一步增加,NACA0021 气动弹片翼型平均升阻比较其原始翼型仅增加 0.23,提升 2.8%。由此可知,对于 NACA0018 翼型而言,尾缘气动弹片流动控制效果最佳。

4 结 论

采用数值模拟方法研究气动弹片对改善翼型动态失速的效果,通过分析气动弹片摆角及厚度对翼型失速特性的影响,得出结论:

(1) 对于薄翼型,俯仰运动过程中,其流动分离首先出现在翼型前缘。当攻角接近失速攻角时,尾缘气动弹片抬起可有效降低尾缘涡旋与主流涡的相互作用,延缓因动态失速引起的升力系数骤降;

(2) 对于厚翼型,其流动分离首先出现在尾缘。当攻角接近失速攻角时,尾缘气动弹片有效地将较大分离涡分割成两部分,减轻流动分离程度,限制了分离涡的发展,同时抑制伴随小涡的产生,提高了翼型气动力。

(3) 对不同厚度翼型,尾缘气动弹片型均可有效减缓其流动分离,从而提高翼型气动性能。其中,NACA0018 气动弹片翼型平均升阻比最大,较原始翼型可提高 6.9%。

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:上海理工大学能源与动力工程学院,2019.
HAO Wen-xing. Study on aerodynamic load reduction and flow separation control of wind turbine blades[D]. Shanghai: School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, 2019.

[2] YANG Y, LI C, ZHANG W F, et al. Investigation on aerodynamics and active flow control of a vertical axis wind turbine with flapped airfoil[J]. Journal of Mechanical Science & Technology, 2017, 31(4): 1645 - 1655.

[3] MIAO W P, LI C, WANG Y B, et al. Study of adaptive blades in extreme environment using fluid - structure interaction method [J]. Journal of Fluids and Structures, 2019, 91: 102734.

[4] 陈建辉, 谢永慧, 申仲咏, 等. 采用动网格技术的合成射流控制叶栅流动分离数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2013, 33(23): 126 - 133.
CHEN Jian-hui, XIE Yong-hui, SHEN Zhong-yang, et al. Numerical study on flow separation control of cascades with synthetic jet using dynamic mesh method[J]. Proceedings of the CSEE, 2013, 33(23): 126 - 133.

[5] LUMLEY J L. Flow control: passive, active and reactive flow management by Mohamed Gadel Hak [J]. Mechanical Engineering, 2000, 43(4): 726 - 727.

[6] PAPE A L, COSTES M, RICHEL F, et al. Dynamic stall control u-

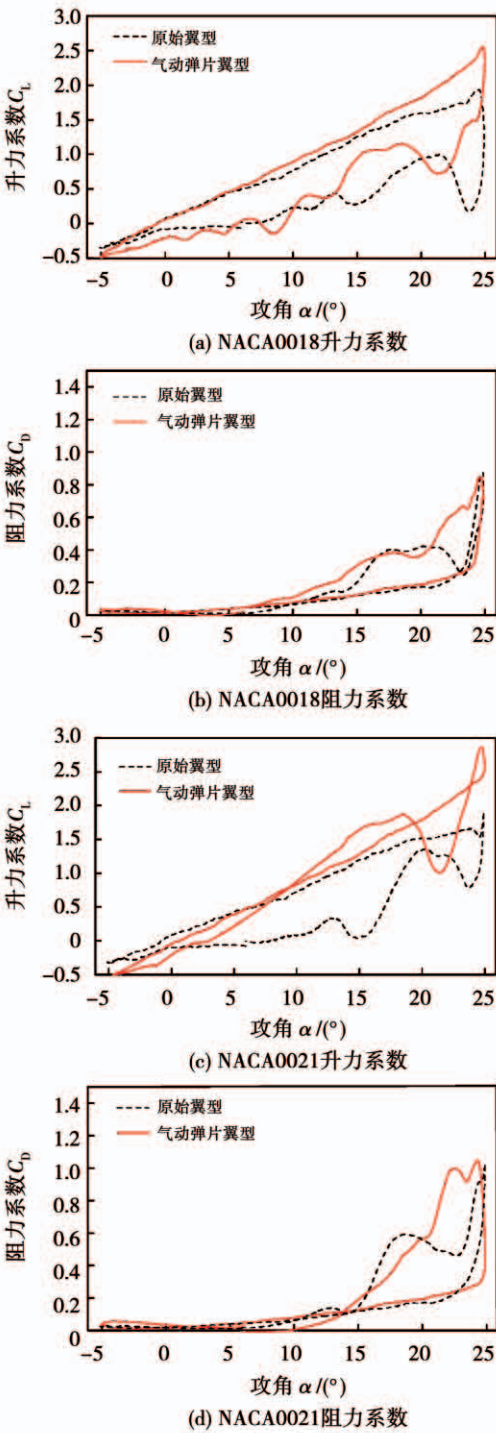


图 12 翼型气动力系数迟滞曲线

Fig. 12 Hysteresis curves of aerodynamic force coefficients of airfoils

- sing deployable leading-edge vortex generators[J]. AIAA Journal, 2012, 50(10): 2135–2145.
- [7] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(9): 547–561.
- [8] PATONE G, MÜLLER W. Aeroflexible oberflächenklappen als “Rückstrombremsen” nach dem vorbild der deckfedern des vogelflügels[R]. Bertin; Technical Report TR–96–05, Technical University Berlin, 1996.
- [9] BELAMADI R, DJEMILI A, TILINCA 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.
- [10] BECHERT D W, BRUSE M, MEYER R, et al. Biological surfaces and their technological application-laboratory and flight experiments on drag reduction and separation control [C]// AIAA Shear Flow Conference, Berlin, Germany, 1997.
- [11] BECHERT D W, BRUSE M, HAGE W, et al. Fluid mechanics of biological surfaces and their technological application[J]. Naturwissenschaften, 2000, 87(4): 157–171.
- [12] SCHLÜTER J U. Lift enhancement at low Reynolds numbers using self-activated movable flaps[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 348–351.
- [13] BRAMESFELD G, MAUGHMER M D. Experimental investigation of self-actuating, upper-surface, high-lift-enhancing effectors[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1): 120–124.
- [14] TRAUD L W, JAYBUSH L. Experimental investigation of separation control using upper-surface spoilers[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(0): 714–418.
- [15] 郝文星, 李 春, 朱海天, 等. 自适应襟翼流动分离控制数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2019, 39(2): 224–230.
- HAO Wen-xing, LI Chun, ZHU Hai-tian, et al. Numerical study on adaptive flap flow separation control[J]. Proceedings of the CSEE, 2019, 39(2): 224–230.
- [16] ARIVOLID S I. Self-adaptive flaps on low aspect ratio wings at low Reynolds numbers[J]. Aerospace Science and Technology, 2016(59): 78–93.
- [17] ALTMAN A, ALLEMAND G. Post-stall performance improvement through bio-inspired passive covert feathers[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, San Diego, America, 2016.
- [18] MEYERR, HAGE W, BECHERT D W, et al. Separation control by self-activated movable flaps[J]. AIAA Journal, 2015, 45(1): 191–199.
- [19] 刘青松, 陈福东, 李 春, 等. 柔性弹片控制翼型流动分离的流固耦合研究[J]. 中国电机工程学报, 2020, 40(6): 1954–1963.
- LIU Qing-song, CHEN Fu-dong, LI Chun, et al. Study on fluid-structure interaction for flow separation control of airfoil with flexible flap [J]. Proceedings of the CSEE, 2020, 40(6): 1954–1963.
- [20] LEISHMAN J G. Challenges in modelling the unsteady aerodynamics of wind turbines[J]. Wind Energy, 2002, 5: 85–132.
- [21] ALMOHAMMADI K M, INGHAM D B, MA L, et al. Modeling dynamic stall of a straight blade vertical axis wind turbine[J]. Journal of Fluids and Structures, 2015, 57: 144–158.
- [22] MCCROSKEY W J. The phenomenon of dynamic stall [R]. Washington; NASA TM–81264, 1981.
- [23] 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.
- [24] LABASTIDE B P. Wind shear, gust, and yaw-induced dynamic stall on wind-turbine blades[D]. Canada; Queen’s University, 2016.
- [25] JONKMAN J, BUTTERFIELD S, MUSIAL W, et al. Definition of a 5 MW reference wind turbine for offshore system development [R]. Golden; NREL Report TP–500–38060, 2009.
- [26] BUTTERFIELD C P, SIMMS D, HUYER S. Recent results from data analysis of dynamic stall on wind turbine blades [R]. Golden; NREL Report TP–257–4654, 1992.
- [27] 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>.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] LEE T, GERONTAKOS P. Investigation of flow over an oscillating airfoil[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 512: 313–341.
- [32] 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.