

吸力面弹片改善翼型失速特性的数值研究

陈福东, 李 春, 郝文星, 缪维跑

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘要:为改善流动分离造成叶片气动效率降低,基于鸟鹰类翅膀羽毛在大范围流动分离时自适应弹起的特点,在翼型吸力面设置功能类似羽毛的弹片。弹片在未发生大范围流动分离时贴附翼型表面,使原始翼型轮廓发挥作用,并于攻角增大时弹起以改善翼型失速特性。以 NREL S809 为原始翼型,对不同攻角下多个弹片角度进行了数值计算,并对所得气动参数进行分析。研究表明:在大范围流动分离时,弹片可有效提高升阻比,最高达 50% ~ 60%;气流贴附弹片流动至其末端,从而抑制和拖延了涡的发展,进而提高了流场稳定性,使波动更规律且幅度更小;所研究攻角范围内,改善翼型气动性能的最佳弹片角度随攻角呈近似线性变化。

关键词:翼型;弹片;流动分离;计算流体力学

中图分类号:TK83 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.08.021

[引用本文格式]陈福东,李 春,郝文星,等.吸力面弹片改善翼型失速特性的数值研究[J].热能动力工程,2021,36(8):143-151. CHEN Fu-dong, LI Chun, HAO Wen-xing, et al. Numerical study on airfoil stalling characteristics improved by bionic flap on suction surface[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(8):143-151.

Numerical Study on Airfoil Stalling Characteristics Improved by Bionic Flap on Suction Surface

CHEN Fu-dong, LI Chun, HAO Wen-xing, MIAO Wei-pao

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

Abstract: Flow separation is the main factor causing the decreasing of airfoil aerodynamic efficiency. We put attached bionic flexible flap on the front half of airfoil suction surface to simulate bird feathers that have the self-adaptive bounce characteristics to decrease the large-scale of flow separation. The flap was compressed and kept at the surface of the airfoil before the leading-edge flow separation occurs, which makes the original airfoil profile work. When the angle of attack increases to be high enough, the flap will unfold from the suction surface naturally and then improves the stall characteristics. To analyze aerodynamic performances, numerical simulation of different angles of flap at different angles of attack has been done on the airfoil NREL S809. The results show that bionic flexible flap can improve the lift-drag ratio up to 50 percent to 60 percent when the large scale of flow separation occurs. The flap delays the development of the separation vortex by forcing the air flow to attach on the flap surface and flow to the end, so as to improve the stability of flow field and reduces the amplitude of aerodynamic parameters fluctuation. The optimal angles of flap approximately linearly vary with the angles of attack, which improves airfoil aerodynamic performance.

Key words: airfoil, flap, flow separation, CFD

收稿日期:2018-04-28;修订日期:2018-08-02

基金项目:国家自然科学基金(51676131, 51176129);上海市科学技术委员会项目(13DZ2260900)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51676131, 51176129); Research Project of Science And Technology Commission of Shanghai Municipality(13DZ2260900)

作者简介:陈福东(1993-),男,山东东营人,上海理工大学硕士研究生。

引 言

风能作为具有发电成本稳定、分布广泛及利用技术成熟等特点的清洁可再生资源逐渐被各国重视^[1-3]。风轮叶片是风力机获得风能的主要部件,而翼型气动性能直接影响风轮性能,进而影响风力机风能利用率^[4]。失速是翼型效率降低的主要因素,而叶片在较大攻角(Angle of Attack, AoA)位置时流动分离是造成失速的主要原因^[5-6]。

国内外学者采用不同途径对翼型进行改良,旨在改善流动分离,主要包括前缘射流、改变翼型表面粗糙度、翼型开槽及增设涡流发生器等。韩忠华等人^[7]以 NACA0015 为基础翼型,对其表面局部引入零质量射流干扰,并利用全隐式双时间法进行数值模拟,证明射流可有效抑制失速。黄宸武等人^[8]采用表面压力测量系统,设置了自由转捩条件(原始翼型 S809)和固定转捩条件(在翼型 S809 吸力面前缘 5% 弦长处设置粗糙带)两种翼型,并于不同雷诺数及不同攻角下进行实验,得出固定转捩控制下的翼型相对原始翼型升力系数总体下降,但失速攻角延后的结论。Belamadi 等人^[9]使用翼型开槽的被动控制手段对原始 S809 做改良设计,在不同攻角下对不同开槽位置、宽度及倾斜角度进行数值模拟,并将模拟结果与实验数据做对比,结果表明:开槽翼缝可有效提升 $10^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 攻角范围内翼型升力系数。Datta^[10]利用 Shyy 等人^[11]提出的辉光放电等离子体与流体相互作用的电场力模型,以一个等离子体激励器的控制力对 NACA0015 低速绕流的影响进行了数值模拟,证明了该模型可抑制失速。张磊等人^[12]将涡流发生器安装在距叶片前端 20% 弦长处,采用 S-A 湍流模型,对发生大范围流动分离时的原始翼型与弹片翼型气动性能做数值计算及对比,说明了涡流发生器具有增升减阻作用。上述技术多采用向流动边界层注入能量的方法以延缓分离,对大范围流动分离流场的改善效果较差,且影响附着流时的叶片气动效率。文献[13]通过在叶片尾缘处设置分形孔板,以延缓分离涡脱落,从而延缓流动分离的发生。

Meyer 等人^[14]通过鸟类羽毛,设计一种在尾缘

吸力面自适应弹片,结果表明,弹片能够使尾涡发展稳定,升力系数波动减小,并一定程度上延迟了失速的发生,但对大范围流动分离失速抑制作用较小。Schluter 等人^[15]对这种失速控制方式进一步研究,并在低雷诺数下进行数值计算,证明弹片有提高升力的作用。Meyer 等人^[14]与 Schluter 等人^[15]均只在尾缘附近增设弹片且仅在较低雷诺数下进行研究,结果表明弹片仅可改善发生在翼型尾缘的流动分离,而对高雷诺数下大范围流动分离作用效果较差。

垂直轴风力机因其较水平轴风力机占地面积小并具有更大功率输出的优势而将逐渐成为风电技术主流^[16]。但其叶片攻角随方位角大幅度周期性变化,及其较低的转速导致较小的人流扰动将引起过大攻角变化。因此,研究弹片对改善翼型较大攻角下的大范围流动分离的作用,对提高垂直轴风力机气动效率具有重要意义。

本文提出一种在翼型吸力面前半段布置弹片的构想,以 NREL S809 为基础翼型,利用 CFD 求解器 STAR-CCM⁺^[17],研究多种弹片设置情况对翼型失速特性的影响,通过分析流场参数研究弹片对前缘流动分离的作用机理与控制规律,从而为自适应气动弹片后续研究提供参考。

1 计算模型

1.1 气动弹片模型

图 1 给出了吸力面布置弹片的 S809 翼型示意图。其中,弦长 $c = 1.0 \text{ m}$ 。当攻角较小时翼型不发生流动分离,弹片贴附翼型表面,使原始翼型轮廓发挥作用,故 $\widehat{AB}$ 由原翼型线 $\widehat{AG}$ 以 A 点为中心、 r 为半径逆时针旋转获得,弹片下轮廓线沿 AB 等量加厚获得,即弹片型线由上述两轮廓线及倒角线组成。翼型轮廓线上点 A 与点 G 水平位置由线段 FE 及 EH 长度决定,从而确定 r ;相切 $\widehat{AB}$ 于点 A 处的直线 AC 与翼型弦线交于点 D;为方便攻角与弹片角度位置建立联系,定义图中 DA 与弦线所成锐角 β 用于表示弹片角度。

对线段 FE 与 EH 长度和弹片厚度 d 做了定性分析,确定了对改善流动分离效果较好的值, FE 长

度为 $0.14c$, EH 长度为 $0.35c$, 厚度 d 为 $0.05c$; 并在 $18^\circ, 19^\circ, 20^\circ$ 及 21° 攻角下在流场中对多个弹片角度 β 进行定量分析。

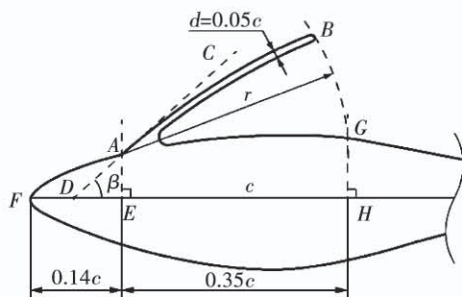


图1 设有弹片的 NREL S809 翼型

Fig. 1 NREL S809 airfoil with a flap on suction surface

1.2 计算域及网格划分

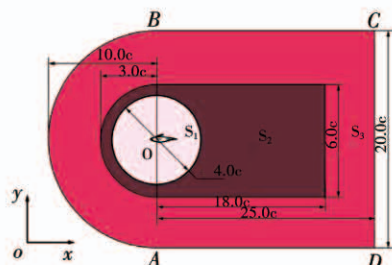
翼型计算域拓扑结构及网格分布如图2所示,图2(a)为计算域拓扑结构,分为 S_1, S_2 和 S_3 3个区域;其中 S_1 为翼型近壁面流场;为使整个流场足够分辨翼型对远端流场的影响,以气动中心 O 为参考点设置 S_3 流域,其入口 $\widehat{AB}$ 半径为 $10c$, 点 O 到 CD 距离为 $25c$;在 S_3 增设网格加密区域 S_2 , 以精确分辨尾流流场,增加计算精确; $\widehat{AB}, AD$ 及 BC 均为速度入口 (Velocity Inlet), 其速度方向为 x 正方向; CD 为压力出口 (Pressure Outlet)。

多面体网格相比于传统四面体网格,在保持相同计算精度时,可实现3~10倍计算性能的提升,对有回流的数值计算精度更高^[19];在自适应和重叠网格 (Overset Mesh) 的应用方面有更大自由度^[20]。

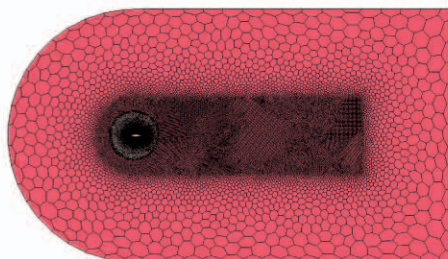
采用 STAR-CCM⁺ 多面体网格生成器 (Polyhedral Mesher) 进行网格设计,图2(b)为模型整体网格分布,网格数为11.6万。图2(c)为重叠网格部分,通过以气动中心 O 为旋转中心转动 S_1 以改变翼型攻角,在计算域初始化后 S_1 嵌入以 S_2 做区域加密后的 S_3 成为一体;图2(d)为弹片局部放大图,包括弹片在内的整个翼型壁面均用边界层网格加密以保证数值计算结果更精确。

采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,该模型结合了 $k-\varepsilon$ 模型对模拟远离粘性边界层区流动的优势及 $k-\omega$ 适合模拟边界层处流动的特点^[21-22],该模型更适用于流动分离流场的计算^[23]。当 $Re = 6 \times 10^5$ 时,对

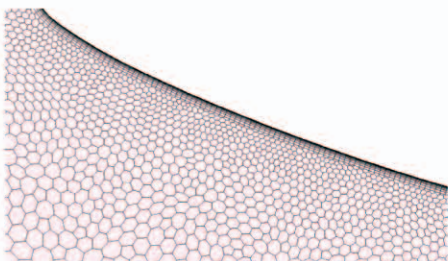
应气体流速为 9.40 m/s ; 当 $Re = 2 \times 10^6$ 时,气体流速为 31.33 m/s , 方向均为 x 正向。因近壁面边界层存在过渡流区,采用 $k-\omega$ SST 模型壁面网格尺寸须满足条件^[24], 即 $y^+ \leq 1$, 由此设置网格近壁面第一层网格厚度为 $4.3 \times 10^{-5} \text{ m}$ 。



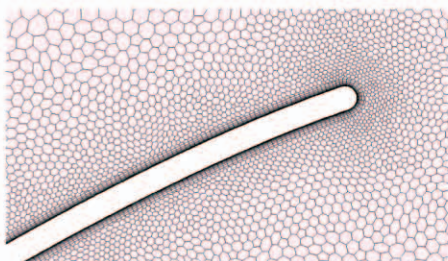
(a) 计算域拓扑结构



(b) 整体网格



(c) 翼型表面边界层网格



(d) 弹片表面边界层网格

图2 翼型计算域及其网格分布

Fig. 2 Calculation region and grid distribution of the airfoil

在保证计算结果精确的基础上尽可能节约计算资源与时间,须合理控制网格数量。对网格总数与计算结果精确程度进行无关性验证,得出不同网格

总数的模型在 20.05° 攻角下升力系数随网格总数变化情况如图 3 所示。

根据图 3 可知,在网格总数为 22 万时,再增加网格数量,计算结果基本不变,故网格总数取 22 万。

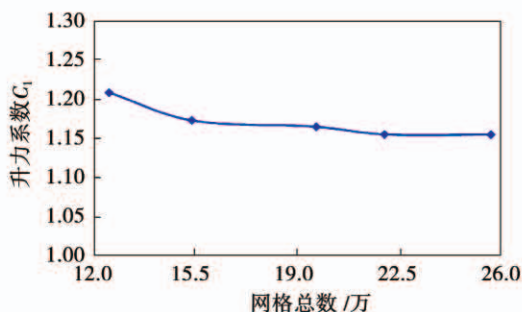


图 3 C_l 随网格总数的变化

Fig. 3 Lift coefficient vs. total numbers of grid

1.3 可靠性验证

为验证模型可靠性,需研究翼型主要气动参数并与实验值做比较,如翼型升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 及升阻比 K ,其计算式为:

$$C_l = F_l / (\frac{1}{2} \rho W^2 \cdot c) \quad (1)$$

$$C_d = F_d / (\frac{1}{2} \rho W^2 \cdot c) \quad (2)$$

$$K = C_l / C_d \quad (3)$$

式中: W —翼型与风相对速度, m/s ; F_l —气流作用于翼型垂直于相对速度方向的力,即翼型升力, N ; F_d —气流作用于翼型且平行于相对速度方向的力,即翼型阻力, N ; ρ —空气密度, kg/m^3 ; c —翼型弦长, m ; K —翼型升阻比。

为验证翼型气动性能数值计算时,所选物理模型的可靠性,利用原始翼型 NREL S809,于 $Re = 5 \times 10^5$ 和 $Re = 2 \times 10^6$,分别采用标准 $k-\varepsilon$ 与 $k-\omega$ SST 湍流模型在非定常 (Unsteady) 物理模型下进行数值计算,并将计算所得升力系数与相同工况下实验值^[25-26]对比,结果如图 4 所示。

当攻角较小时,两雷诺数下计算结果均与实验吻合。当攻角继续增大后, $k-\omega$ SST 模型的升力系数曲线较 $k-\varepsilon$ 模型曲线具有更好跟随性,因此 $k-\omega$ SST 模型在各个雷诺数下计算结果均较精确。故本研究采用非定常下 $k-\omega$ SST 湍流模型。

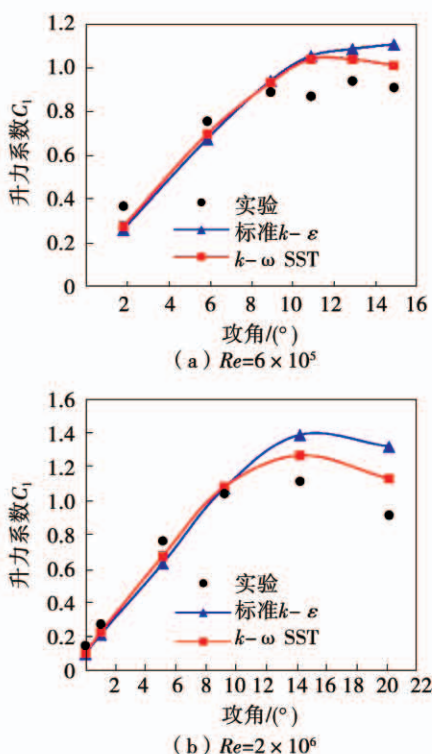


图 4 各湍流模型与实验数据升力系数对比

Fig. 4 Comparison of lift coefficients of experimental data with various turbulence models

2 计算结果分析

根据计算结果, $Re = 6 \times 10^5$ 下,翼型 S809 从 18° 攻角开始出现大范围流动分离,气动性能急剧变差,其升阻比 K 大幅度降低。该失速状态下,翼型气动参数呈类正弦形波动,故研究部分参数变化时取平均值分析。

2.1 翼型气动参数

图 5 分别给出了弹片翼型在 $18^\circ \sim 21^\circ$ 攻角下平均 C_l 随弹片角度 β 变化曲线。 C_l 随 β 总体先上升后下降,攻角越大弹片翼型升力曲线越高。说明弹片对 C_l 提升能力随攻角增加而提高。在刚出现大范围流动分离的 18° 攻角下,弹片角度于 $24^\circ \sim 29^\circ$ 时,弹片翼型 C_l 与原始翼型相比接近甚至更低; 19° 攻角下也出现类似现象,故在刚发生大范围流动分离时弹片不宜翘起过低;各攻角下随 β 变化, C_l 均存在最值,体现出该控制技术的可实施性。

图 6 为弹片翼型在 $18^\circ \sim 21^\circ$ 攻角下平均 C_d 随弹片角度 β 变化曲线。其相比原始翼型 C_d 的变化规律相反,即升力与阻力成反比关系。两种翼型阻

力系数均随攻角增加而变大。弹片翼型可降低部分阻力,但随攻角增加,减阻效果较大的 β 范围减小。

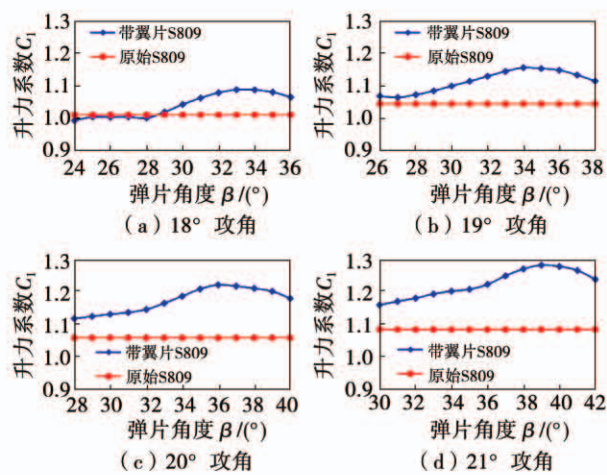


图 5 两翼型平均升力系数随弹片角度变化曲线
Fig.5 Variation curves of mean lift coefficient of two airfoils with β at different angles of attack

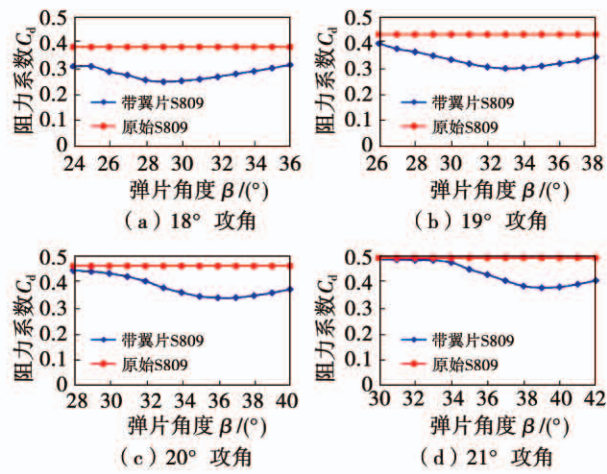


图 6 两翼型平均阻力系数随弹片角度变化曲线
Fig.6 Variation curves of mean drag coefficient of two airfoils with β at different angles of attack

综合分析升阻力系数图,相同攻角下 C_l 提高最大的弹片角度与阻力系数降低最大的角度峰值不全相同,故进而对升阻比做分析。18° ~ 21° 攻角下升阻比 K 随 β 变化曲线如图 7 所示。图中可看出,随攻角增大,两种翼型升阻比曲线均有总体下降趋势。

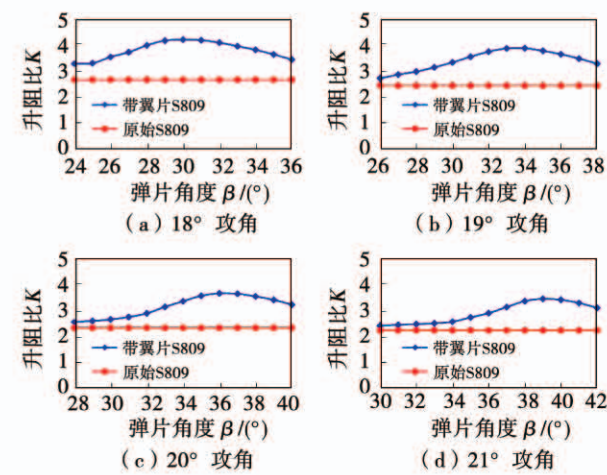


图 7 两翼型升阻比随弹片角度变化曲线
Fig.7 Variation curves of airfoil lift-drag ratio of two airfoils with β at different angles of attack

各攻角下气动参数最值及其对应弹片角度 β 数据如表 1 所示,升力系数提升与阻力系数下降等均对气动性能有利,故称其最值对应 β 为最佳弹片角度,用 β_{opt} 表示。由表 1 得,最大 C_l 提升比随攻角增大逐渐提高,而最大 C_d 下降比随攻角提升而降低,故使升阻比 K 在各攻角下提升比率基本相同。

表 1 各攻角下最佳气动参数值及对应 β_{opt} 值

Tab.1 The optimal aerodynamic parameters and the best angles of flap at different angles of attack

攻角/(°)	升力系数 C_l			阻力系数 C_d			升阻比 K		
	$\beta_{opt}/(^{\circ})$	ΔC_l	提升比/%	$\beta_{opt}/(^{\circ})$	ΔC_d	降低比/%	$\beta_{opt}/(^{\circ})$	ΔK	提升比/%
18	33	0.077	7.6	29	0.134	35.4	30	1.532	57.4
19	34	0.112	10.7	33	0.131	30.7	34	1.426	58.4
20	36	0.160	15.1	36	0.122	26.6	36	1.315	57.0
21	39	0.196	18.1	39	0.115	23.5	39	1.201	54.3

图 7(b)中 β 在 33° 与 34° 时翼型升阻比 K 基本相同,综合考虑图 4 ~ 图 5 及表 1 中结果,总结其变

化规律为:攻角每提升 1°, β_{opt} 提升约 3°, 即 18° ~ 21° 时 β_{opt} 分别为 30°, 33°, 36° 和 39°。结果表明:所

研究的攻角范围内, β_{opt} 随攻角呈近似线性变化, 即:

$$\beta_{opt} = k\alpha + b \quad (4)$$

式中: β_{opt} —改善翼型气动性能的最佳弹片角度; α —攻角; k, b —常数, 取值 3 和 -24。

该规律与以弹性模量为核心的胡克定律相似, 这将使弹片的自适应控制更易实施。

2.2 绕翼型流线

为更直观分析布置弹片前后翼型流场变化, 取

$19^\circ \sim 21^\circ$ 攻角下 β_{opt} 对应弹片翼型与原始翼型流线图进行分析, 如图 8 所示。

图 8(a)~图 8(f) 均为波动到升力系数极大值时间点下的瞬态流场。结果显示: 弹片翼型分离涡较原始翼型更小; 弹片翼型通过弹片与前缘保持一段距离, 可使较小分离涡稳定在前缘与弹片之间, 气流贴附弹片向后流动至弹片尖部后再发生分离, 从而推迟了分离涡的发展。

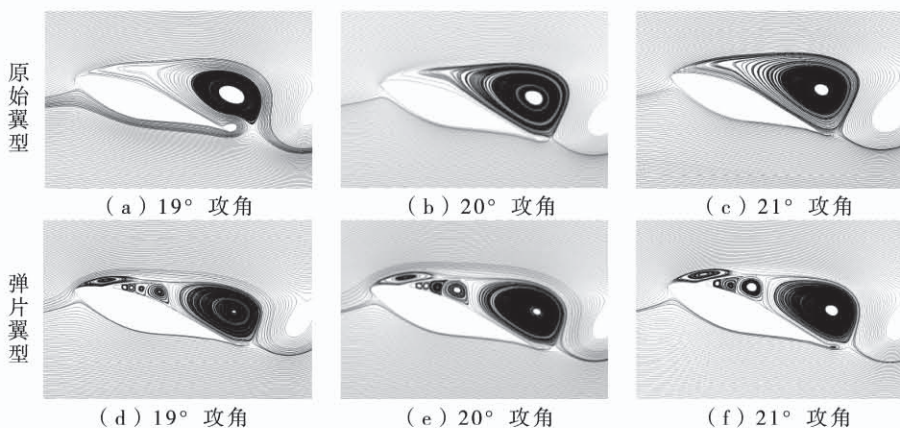


图 8 各攻角的最佳弹片角度 β_{opt} 下两翼型流线图对比

Fig. 8 Streamline comparison between original airfoil and it with flap at different angles of attack

2.3 气动参数波动

对弹片翼型在最佳弹片角度下的升、阻力系数时域图与原始翼型进行对比分析, 取流场发展前 3 s 的时域谱如图 9 所示。

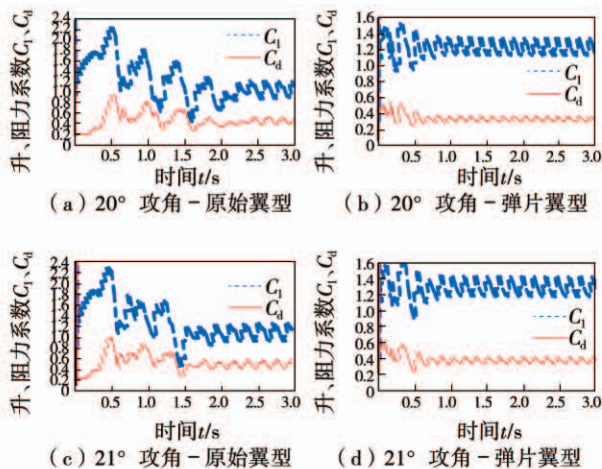


图 9 弹片翼型及原始翼型 β_{opt} 时升、阻力时域图

Fig. 9 Variation curves of lift and drag coefficient of two airfoils with time at different angles of attack

结果显示: C_l 与 C_d 波动频率几乎相同, 故后续分析时取两者波动频率平均值; 在两种攻角下, 弹片翼型较原始翼型升、阻力系数收敛到稳定波动所需时间更短, 说明流场更易稳定。气动参数明显波动说明产生分离涡, 原始翼型各完整周期存在两个极大值, 分离涡发展过程复杂; 加弹片后气动参数波动曲线更平滑且规律, 即流动更稳定。

为定量分析波形随攻角及弹片角度 β 的变化, 图 10 给出了各攻角下, 气动参数平均波动频率随 β 变化曲线; 图 11 描述了升力系数波动振幅随 β 变化曲线。

根据图 10 可看出, 弹片翼型波动频率较原始翼型提高。图 11 中升力系数振幅最小值对应 β 与图 10 中频率最大值对应 β 基本相同, 其原因在于: 弹片翼型波动频率增大表明相同工况下的分离涡发展周期缩短, 在涡尺寸较小时就已从尾缘脱落, 即流场分离涡变小, 流动分离现象改善; 升力系数振幅减

小,表示翼型壁面压力场随时间波动幅度降低,即流动稳定性提升。综上所述,两参数综合获得最大限度改善是选取 β_{opt} 的约束条件之一。整理各攻角 β_{opt} 下波动频率数据如表 2 所示。

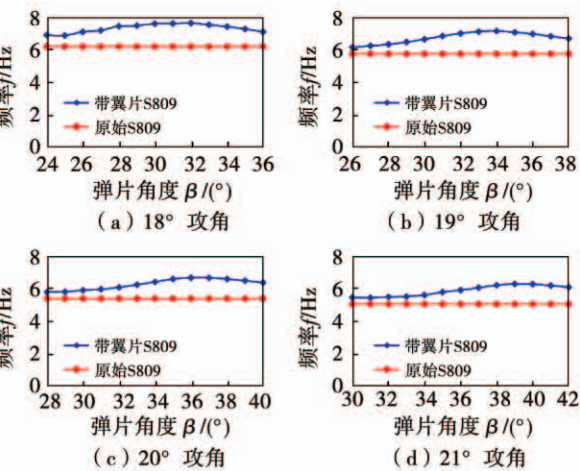


图 10 弹片翼型及原始翼型气动参数波动
频率随弹片角度变化曲线

Fig. 10 Variation curves of wave frequencies of two airfoils with flap angles at different angles of attack

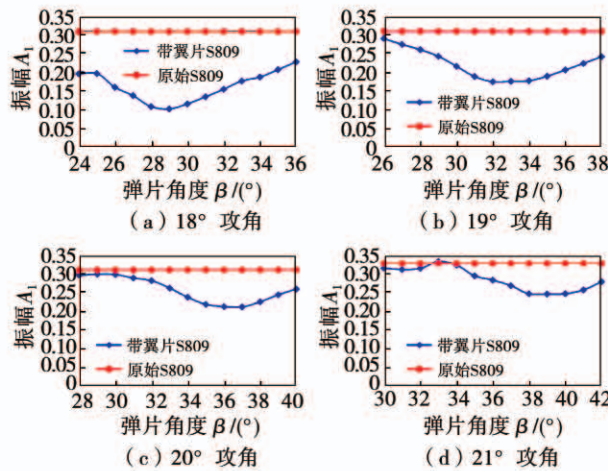


图 11 弹片翼型及原始翼型升力系数波动
振幅随弹片角度变化曲线

Fig. 11 Variation curves of wave amplitudes of two airfoils with flap angles at different angles of attack

结合图 10、图 11 及表 2 数据得:波动频率与振幅分别在其 β_{opt} 附近变化平缓。故 18°攻角下, β 可取 29°~32°;19°时取 32°~34°;20°时取 36°~37°;21°时取 39°。此范围包含各攻角下升阻比 β_{opt} 值。

表 2 各攻角 β_{opt} 下气动参数波动情况
Tab. 2 Wave frequencies and amplitudes of lift coefficient at different angles of attack

攻角 /(°)	波动频率 f/Hz			升力系数振幅 A_1		
	β_{opt} /(°)	Δf	提升 比/%	β_{opt} /(°)	ΔA_1	降低 比/%
18	32	1.425	23.1	29	0.205	66.8
19	34	1.386	24.2	32	0.134	43.9
20	36	1.273	23.8	37	0.099	31.7
21	39	1.223	24.4	39	0.082	24.9

2.4 功率谱分析

分别将攻角为 19°、20°和 21°时最佳弹片角度下翼型升力系数时域数据取 1 s 时长做功率谱分析,功率谱密度随频率变化曲线如图 12 所示。通过分析谱密度峰值分布可间接得出分离涡脱落与流场稳定情况,主频峰值大小可用于判断主涡大小,次峰值数量可反映小分离涡脱落情况。

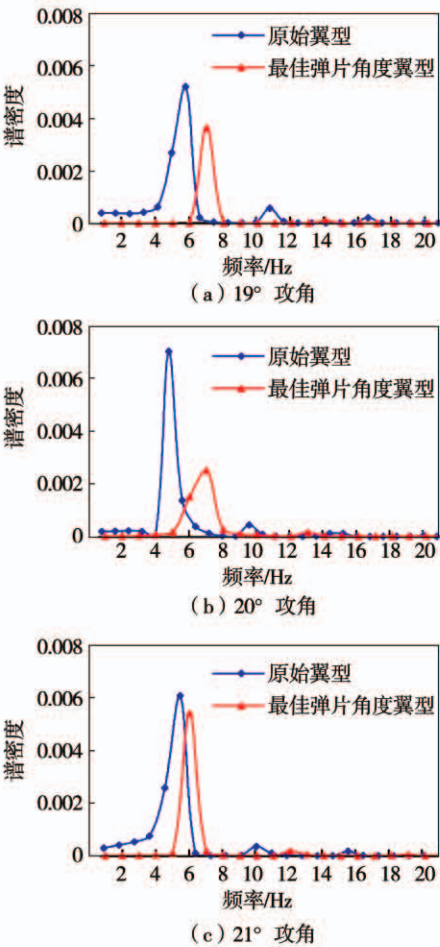


图 12 各攻角下处于最佳弹片角度翼型及
原始翼型功率谱

Fig. 12 Variation curves of power spectrum of two airfoils with frequency at different angles of attack

图中可看出:原始翼型主频谱密度峰值主要集中在 5 Hz 附近,而弹片翼型峰值则在 6 ~ 8 Hz,这与图 10 中结果相吻合;相同工况下弹片翼型具有较低主频峰值,这表明弹片可有效降低分离主涡大小;弹片翼型相对原始翼型次频峰值数减小,体现出弹片次涡数减小,即流场更加规律。

3 结 论

为抑制流动分离,提出一种在翼型吸力面前半段布置弹片的构想,以 NREL S809 为原始翼型,利用 STAR-CCM⁺ 对不同攻角下各弹片角度进行数值计算,分析所得气动参数,得出结论:

(1) 在发生大范围流动分离时,设置弹片可有效增大翼型升力系数,减小阻力系数,提高升阻比最多达 50% ~ 60%。

(2) 弹片翼型分离涡较原始翼型更小,这是由于弹片抑制涡在吸力面的扩大:弹片与前缘保持一段距离,可使较小涡稳定在前缘与弹片之间,气流贴附弹片流动至其末端后再发生分离,从而拖延了分离涡的发展。弹片可降低流场不稳定性,使流场波动更规律且幅度更小。

(3) 改善翼型气动性能的最佳弹片角度 β_{opt} 随攻角呈近似线性变化,该规律与以弹性模量为核心的胡克定律相似,这将使弹片的自适应控制更易实施。

参考文献:

[1] 吴攀,李春,李志敏,等. 风力机不同风况的动力学响应研究[J]. 中国电机工程学报,2014,34(26):4539-4545.
WU Pan, LI Chun, LI Zhi-min, et al. Research on dynamic characteristics simulation for wind turbine with different wind[J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(26): 4539-4545.

[2] 杨阳,李春,缪维跑,等. 湍流风场与地震激励联合作用下的风力机结构动力学响应[J]. 振动与冲击,2015,34(21):136-143.
YANG Yang, LI Chun, MIAO Wei-pao, et al. Structural dynamic responses of a wind turbine under turbulent wind combined with seismic motion[J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(21): 136-143.

[3] 丁勤卫,李春,叶柯华,等. 风波流对多平台阵列浮式风机 Spar 平台运动特性的影响[J]. 农业工程学报,2016,32(21):

223-229.
DING Qin-wei, LI Chun, YE Ke-hua, et al. Effect of wind, wave and current on movement characteristics of array of floating wind turbine spar platform[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2016, 32(21): 223-229.

[4] 叶舟,郝文星,祖红亚,等. 尾缘修剪对风力机翼型气动性能的影响[J]. 动力工程学报,2015,35(7):593-598.
YE Zhou, HAO Wen-xing, ZU Hong-ya, et al. Influence of trailing edge trim on aerodynamic performance of the wind turbine airfoil[J]. Journal Of Chinese Society of Power Engineering, 2015, 35(7): 593-598.

[5] HANSEN M O L. Aerodynamics of wind turbines[J]. Rotors Loads & Structure James, 2015, 5(2/3):141-167.

[6] 祖红亚,李春,李润杰,等. 襟翼相对长度对翼型气动性能的影响[J]. 动力工程学报,2015,35(8):666-673.
ZU Hong-ya, LI Chun, LI Run-jie, et al. Effect of relative flap length on aerodynamic performance of the airfoil[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2015, 35(8): 666-673.

[7] 韩忠华,乔志德,宋文萍. 零质量射流推迟翼型失速的数值模拟[J]. 航空学报,2007,28(5):1040-1046.
HAN Zhong-hua, QIAO Zhi-de, SONG Wen-ping. Numerical simulation of active flow control to airfoil stall using local synthetic jet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(5): 1040-1046.

[8] 黄宸武,杨科,廖猜猜,等. S809 风力机专用翼型低雷诺数气动特性实验研究[J]. 工程热物理学报,2014(11):2197-2201.
HUANG Chen-wu, YANG Ke, LIAO Cai-cai, et al. Experimental study on aerodynamic characteristics of S809 dedicated wind turbine airfoil at low reynolds numbers[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014(11): 2197-2201.

[9] 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 & Industrial Aerodynamics, 2016, 151: 79-99.

[10] DATTA V G, MIGUEL R V, SUBRATA R. Control of flow past a wing section with plasma-based body forces[R]. AIAA Paper 2005-5302.

[11] SHYY W, JAYARAMAN B, ANDERSSON A. Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics[J]. Journal of Applied Physics, 2002, 92(11): 6434-6443.

[12] 张磊,杨科,徐建中. 涡流发生器对风力机专用翼型气动特性的影响[J]. 工程热物理学报,2010,31(5):749-752.
ZHANG Lei, YANG Ke, XU Jian-zhong. Effects on wind turbine airfoils by vortex generators[J]. Journal of Engineering Thermo-

- physics,2010,31(5):749-752.
- [13] 罗红,李春,阳君,等.分形尾缘叶片气动性能及流场数值模拟[J].热能动力工程,2018,33(1):53-59.
- LUO Hong, LI Chun, YANG Jun, et al. Numerical simulation of the aerodynamic performance and flow field of a fractal trailing edge-formed blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2018,33(1):53-59.
- [14] MEYER R, HAGE W, BECHERT D W, et al. Separation control by self-activated movable flaps[J]. AIAA Journal,2007,45(1):191-199.
- [15] SCHLUTER J U. Lift enhancement at low reynolds numbers using self-activated movable flaps[J]. Journal of Aircraft,2010,47(1):348-351.
- [16] ISLAMA M R, MEKHILEFB S, SAIDURA R. Progress and recent trends of wind energy technology[J]. 2013,21:456-468.
- [17] 丁欣硕,焦楠. FLUENT 14.5 流体仿真计算从入门到精通[M]. 北京:清华大学出版社,2014.
- DING Xin-shuo, JIAO Nan. FLUENT 14.5 fluid simulation from entry to the master [M]. Beijing: Tsinghua University Press,2014.
- [18] 李传峰,徐宇,徐建中. 凹槽对风力机叶片尾缘襟翼性能的影响[J]. 工程热物理学报,2011,32(11):1851-1854.
- LI Chuan-feng, XU Yu, XU Jian-zhong. Influence of slot on wind turbine airfoil with trailing edge flaps[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2011,32(11):1851-1854.
- [19] 邱静,王国志,李玉辉. 基于 STAR-CCM⁺ 的简单流体模型 CFD 研究[J]. 液压气动与密封,2010,30(10):8-10.
- QIU Jing, WANG Guo-zhi, LI Yu-hui. A simple fluid model for CFD research based on STAR-CCM⁺ [J]. Hydraulics Pneumatics & Seals,2010,30(10):8-10.
- [20] 张明锋,杨国伟,郑冠男,等. 基于任意多面体网格的 Navier-Stokes 方程并行求解器[J]. 科学技术与工程,2016,16(18):101-105.
- ZHANG Ming-feng, YANG Guo-wei, ZHENG Guan-nan, et al. A parallel solver for navier-stokes equation based on arbitrary polyhedral grids[J]. Science Technology and Engineering,2016,16(18):101-105.
- [21] LI Y, PAIK K J, XING T, et al. Dynamic pverset CFD simulations of wind turbine aerodynamics[J]. Renewable Energy,2012,37:285-298.
- [22] 孟龙,何炎平,赵永生,等. 上风向水平轴风力机塔影效应数值模拟[J]. 中国科学,2016,46(12):37-43.
- MENG Long, HE Yan-ping, ZHAO Yong-sheng, et al. Numerical simulation of tower shadow effect of upwind horizontal axis wind turbine[J]. Science China Press,2016,46(12):37-43.
- [23] 胡岳,张涛. 分离涡流场数值仿真的参数影响研究[J]. 机械工程学报,2016,52(12):165-172.
- HU Yue, ZHANG Tao. Research on the effects of numerical simulation parameters of separation vortex flow field[J]. Journal of Mechanical Engineering,2016,52(12):165-172.
- [24] CFD-online. Near-wall treatment for k-omega models [G/OL]. [2011-11-03]. https://www.cfd-online.com/Wiki/Near-wall_treatment_for_k-omega_models.
- [25] HAND M M, SIMMS D A, FINGERSH L J, et al. Unsteady aerodynamics experiment phase V: test configuration and available data campaigns[C]//NRELTP5000_29955, Colden, NREI,2001.
- [26] WOLFE W P, STUART S OCHS. CFD calculations of S809 aerodynamic characteristics [C]//American Society of Mechanical Engineers Wind Energy Symposium. Reno: AIAA,1997.

(金圣迪 编辑)