

尾缘后分流板对垂直轴风力机气动性能影响研究

梁 澍¹, 张 宇², 陈 建¹, 李 春¹

(1. 上海理工大学, 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 中车山东公司, 山东 济南 250021)

摘要:为提高垂直轴风力机 (Vertical Axis Wind Turbine, VAWT) 的气动效率, 受圆柱后分流板可减少升阻力系数波动的启发, 提出了尾缘后分流板的新型流动控制方式。以 NACA0015 翼型为对象, 研究分流板长度以及其与翼型的间隙对翼型气动性能的影响, 同时探究分流板在不同叶尖速比工况下对 VAWT 气动效率的影响。结果表明: 尾缘后分流板对翼型可起到增升减阻的效果; 带尾缘后分流板的 VAWT 风能利用率得到有效提高, 在低尖速比工况下风能利用率均高于原始风力机, 在高尖速比工况下风能利用率最大提高约 25.78%; 尾缘后分流板的存在有利于 VAWT 的尾流恢复, 在相同尖速比工况下, 带有尾缘后分流板的 VAWT 的尾迹长度短于原始风力机。

关键词:垂直轴风力机; 流动控制; 尾缘后分流板; 气动特性; 风能利用率

中图分类号: TK8 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.08.018

[引用本文格式] 梁 澍, 张 宇, 陈 建, 等. 尾缘后分流板对垂直轴风力机气动性能影响研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(8): 155-163. LIANG Shu, ZHANG Yu, CHEN Jian, et al. Study on the effect of trailing edge flap on aerodynamic performance of vertical axis wind turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(8): 155-163.

Study on the Effect of Trailing Edge Flap on Aerodynamic Performance of Vertical Axis Wind Turbine

LIANG Shu¹, ZHANG Yu², CHEN Jian¹, LI Chun¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093;
2. CRRC Shandong Co., Ltd., Jinan, China, Post Code: 250021)

Abstract: In order to improve the aerodynamic efficiency of a vertical axis wind turbine (VAWT), inspired by the fact that the cylindrical rear splitter flap can reduce the fluctuation of the lift drag coefficient, a new flow control method for the rear splitter flap at trailing edge was proposed. Taking the NACA0015 airfoil as the object, the influence of the length of the flap and the gap between the flap and the airfoil on the aerodynamic performance of the airfoil was studied. At the same time, the influence of the flap on the aerodynamic efficiency of the VAWT under different tip speed ratio conditions was explored. The results show that the VAWT with a rear splitter flap at trailing edge can effectively improve the wind energy utilization rate and reduce the resistance of the airfoil. The wind energy utilization rate is higher than that of the original wind turbine under the low tip speed ratio condition, and the maximum increase in wind energy utilization is about 25.78% under the high tip speed ratio condition. The presence of the trailing edge flap is beneficial to the wake recovery of the VAWT, and the wake length of the VAWT with the trailing edge flap is shorter than that of the original wind turbine under the same tip speed ratio condition.

收稿日期: 2023-05-25; 修订日期: 2023-07-04

基金项目: 国家自然科学基金(51976131)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51976131)

作者简介: 梁 澍(1996-), 男, 上海理工大学硕士研究生.

通信作者: 陈 建(1979-), 男, 上海理工大学副教授.

Key words: vertical axis wind turbine (VAWT), flow control, rear splitter flap at trailing edge, aerodynamic performance, utilization of wind energy

引 言

垂直轴风力机 (Vertical Axis Wind Turbine, VAWT) 因结构简单、维护成本低及风向无关性等优点逐渐受到重视^[1]。但 VAWT 在运行过程中,叶片攻角随方位角变化的周期性波动导致的动态失速,影响风力机的气动效率和稳定性^[2]。因此需采取有效的流动控制技术来适应 VAWT 运行时复杂的流动环境^[3]。

流动控制技术主要分为主动和被动控制技术两大类^[4]。主动控制技术需额外控制部件进行能量输入,增加系统复杂性。被动控制技术气动装置固定于叶片表面或根据外界流场作自适应运动,结构简单易维护,使其在风力机空气动力学领域备受重视。目前国内外学者提出的被动流动控制技术主要包括设置向内凹腔、格尼襟翼、吸力面弹片和前缘缝翼等。

向内凹腔是在翼型表面设计一个向内凹陷的空腔。Sobhani 等人^[5]的数值模拟结果表明,在 NACA0021 翼型上引入向内凹腔可以提高 VAWT 的扭矩输出。Yoo 等人^[6]通过数值模拟研究了空腔的直径、深度和位置参数,发现靠近叶片尾缘的空腔可延迟叶片的流动分离,从而提升 VAWT 的功率系数。

格尼襟翼是在翼型压力面尾缘处添加一个与翼型弦线成一定角度的增升装置,Liebeck^[7]的风洞实验研究表明,格尼襟翼可以提升翼型的升力及升阻比。然而,Graham 等人^[8]通过风洞实验发现,格尼襟翼的增升效果随襟翼高度增加而增加,随厚度增加而减小。

前缘缝翼是将缝翼安装在主翼前缘附近,以形成一个允许流体从主翼的压力侧更快、更多地流到吸力侧的通道。Yavuz 等人^[9]通过数值模拟和实验发现前缘缝翼可将失速攻角延迟 7°,最大升力系数提高 191.7%。与前缘缝翼控制方法类似,陈珺等人^[10]在 VAWT 叶片前缘加装微小圆柱,数值模拟结果表明微小圆柱可在低叶尖速比情况下提高 VAWT 的风能利用率。

吸力面弹片是模仿鸟类在大风或降落条件下,

自适应抬起羽毛以阻止流动分离的装置。陈福东等人^[11]利用数值模拟研究了具有吸力面弹片的 S809 翼型气动性能,结果表明,改善翼型气动性能的最佳弹片角度与攻角均近似呈线性关系。李东旭等人^[12]在 NACA0018 翼型吸力面上加装弹片,通过数值模拟发现在流动分离状态下,弹片能有效减小流动分离,增加风轮气动效率。

上述控制技术都侧重于对翼型主体作出改动,这类技术虽然提高了翼型气动性能,但同时也具有一定缺陷,比如过大或过深的凹腔会降低翼型刚度^[13],加装格尼襟翼会导致叶片产生额外阻力^[14]。本文受 Roshko 所做的圆柱后分流板可减少圆柱升阻力参数波动实验^[15]的启发,提出尾缘后分流板这一流动控制技术。采用数值模拟的方法,对翼型气动特性及垂直轴风力机风能利用率的作用规律进行研究。首先,将尾缘后分流板应用于 NACA0015 翼型,分析关键几何参数对翼型气动性能的影响;其次,依据上述分析将具有最佳气动性能的分流板翼型应用于 VAWT 上,分析其不同运行工况下对 VAWT 风能利用率及尾流特性的影响。

1 翼型及垂直轴风力机模型

本文选用 NACA0015 翼型,其是 VAWT 的常用对称翼型,厚度较薄,分流板安装于翼型的尾缘。本文研究的直叶片 VAWT 参考 McLaren 等人^[16]开展的风洞实验,额定功率 3 kW,风轮直径 D 为 2.8 m。VAWT 主要参数如表 1 所示。

表 1 VAWT 主要参数
Tab.1 Main parameters of VAWT

参 数	数 值
叶片数量	3
旋转半径 R/mm	1 400
风轮直径 D/mm	2 800
翼型弦长 c/mm	420
实度 σ	0.45

具有尾缘后分流板的垂直轴风力机三维和二维几何模型如图 1 所示。

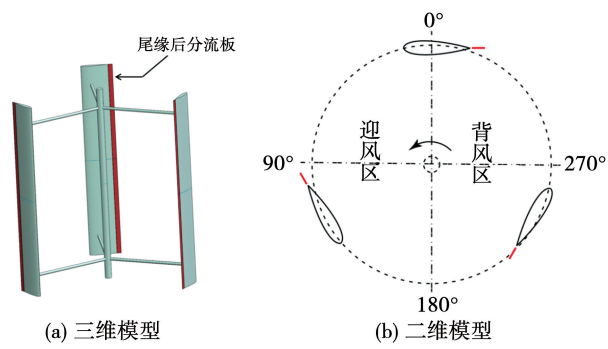


图 1 加尾缘后分流板的 H 型 VAWT 几何模型

Fig.1 Geometric models of H-type VAWT with trailing edge flap

2 数值计算方法

2.1 计算域及网格划分

图 2 为 NACA0015 翼型和 VAWT 计算域的示意图。

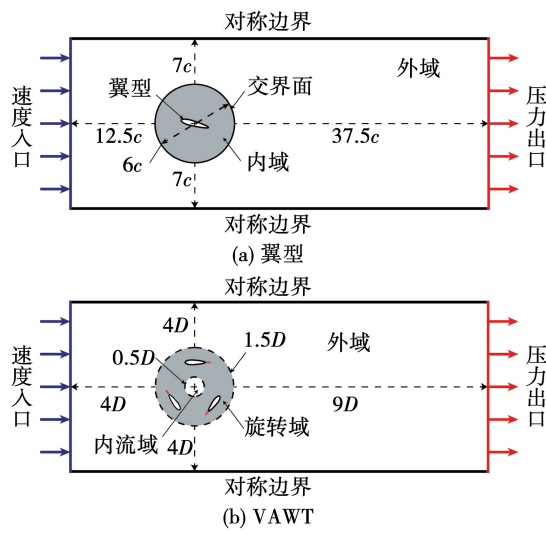


图 2 翼型与垂直轴风力机计算域示意图

Fig.2 Schematic diagrams of computational domain of airfoil and VAWT

翼型计算域分为内域和外域,内域直径为 $6c$,内外域以交界面进行数据连接。计算域左侧为速度入口,入口速度 13.45 m/s ,距离翼型气动中心 $12.5c$ 。为使翼型尾流得到充分发展,压力出口距离翼型气动中心 $37.5c$ 。VAWT 的计算域分为外域、旋转域以及旋转域内部靠近主轴的内流域。旋转域为 $1.5D$ 的大圆,内流域是以 $0.5D$ 为小圆的环形区域。各域之间通过交界面进行数据传递。计算域左侧为速度入口,入口速度 13.45 m/s ,距离旋转中心

$4D$ 。为保证风力机尾流的充分发展,压力出口边界距离旋转中心 $9D$ 。

图 3 为垂直轴风力机计算域网格和叶片周围网格的示意图,外域以及靠近主轴的内域采用结构化网格,旋转域叶片采用非结构化网格,为捕捉流场细节,在叶片和主轴周围进行局部细化,叶片表面第一层网格高度为 $4 \times 10^{-5}\text{ m}$,保证满足 y^+ 值小于 1 的要求,整个计算域网格数量约为 39 万。

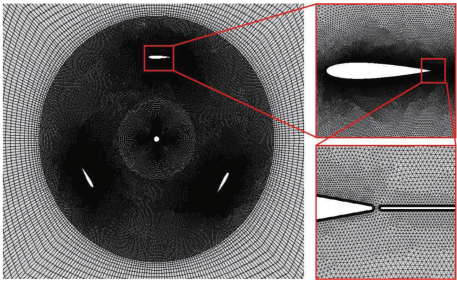


图 3 带尾缘后分流板的垂直轴风力机模型网格示意图

Fig.3 Grid diagram of VAWT model with trailing edge flap

2.2 网格无关性验证

分别使用 5.7 万、6.63 万、8.17 万、9.98 万和 10.77 万的 5 套翼型网格进行无关性验证,在雷诺数 $Re = 3.6 \times 10^5$,翼型攻角为 8° 工况下,进行升力系数计算。图 4 为升力系数随翼型网格数量的变化图。由图可知,当网格数量为 9.98 万和 10.77 万时,升力系数基本保持稳定,两者误差为 0.05%,故网格总数选取 9.98 万。

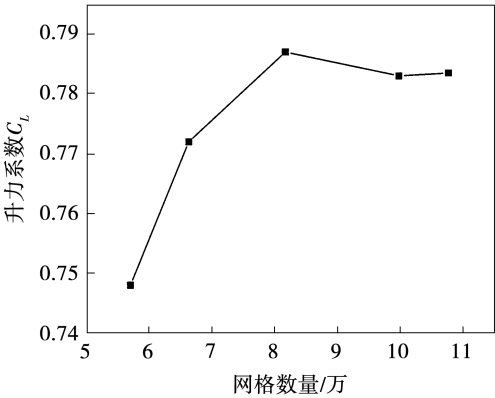


图 4 升力系数随网格数量的变化

Fig.4 Variation of lift coefficient with total number of grid

使用 18 万、26 万、39 万、52 万 4 套 VAWT 网格进行力矩系数计算以验证无关性,如表 2 所示。

表 2 不同 VAWT 网格模型的网格数量

Tab.2 Grid number of different VAWT grid models

网格	旋转域平均网格 尺寸/m	叶片上网格 节点数	网格 数量
1	0.06	400	183 138
2	0.04	800	262 232
3	0.03	1 200	387 890
4	0.02	1 600	515 114

图 5 为尖速比 $\lambda = 2.0$, 来流风速 $V_\infty = 13.45$ m/s 时,不同 VAWT 网格模型计算的单叶片力矩系数随方位角的变化曲线。从图中可以看出网格 3 与网格 4 的力矩系数只有在峰值处略微差别,其他方位角处基本吻合。为节省计算资源,选取网格 3 进行后续研究。

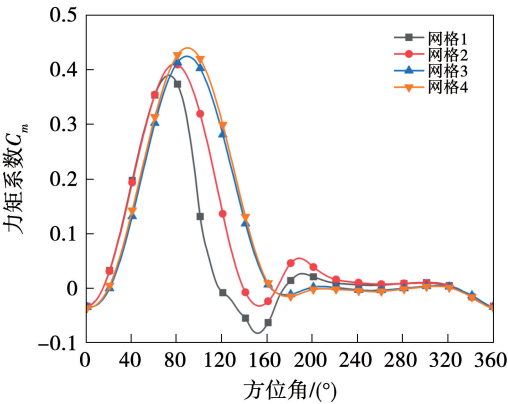


图 5 不同网格数量下单叶片力矩系数随方位角变化曲线

Fig.5 Variation curve of torque coefficient of single blade with different grid numbers with azimuth angle

2.3 湍流模型

本文采用雷诺时均模拟数值研究方法,其对计算资源的消耗较少、计算速度较快。选取 SST $k-\omega$ 湍流模型,其对风力机的流场变化捕捉能力更强,计算结果更加准确,在边界层流动、分离转捩预测等问题中有着广泛的应用^[17],SST $k-\omega$ 模型方程为:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k \bar{u}_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega \bar{u}_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \tag{2}$$

式中: k, ω —湍动能和湍流耗散率; ρ —来流空气密度 kg/m^3 ; u —速度 m/s ; Γ, G, Y —湍流的扩散系数、产生项和耗散项; D —正交发散项; S —自定义源项;下标 j —哑指标;下标 i —自由指标。

3 计算结果分析

3.1 尾缘后分流板参数对翼型气动性能的影响

3.1.1 尾缘后分流板长度

为分析分流板长度对翼型气动性能的影响,在 NACA0015 翼型尾缘后分别放置长度 l 为 $0.1c$ 、 $0.15c$ 、 $0.2c$ 的分流板,如图 6 所示。固定翼型尾缘与板的间距 $f=0.01c$, $Re=3.6 \times 10^5$,攻角范围 α 为 $0^\circ \sim 22^\circ$ 。

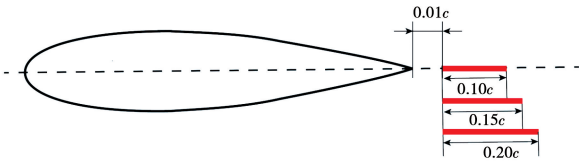


图 6 不同分流板长度计算模型示意图

Fig.6 Schematic diagram of calculation model with different flap lengths

图 7 为不同长度尾缘后分流板翼型升阻比随攻角变化的曲线。

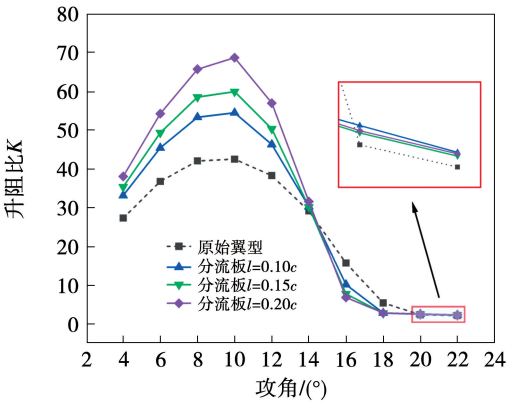


图 7 不同长度尾缘后分流板翼型升阻比随攻角变化的曲线

Fig.7 Variation curve of lift-drag ratio of airfoil of trailing edge flap with different lengths with angle of attack

如图 7 所示,在翼型攻角 α 在 $4^\circ \sim 14^\circ$ 范围的未失速工况下,所有翼型的升阻比先升高后降低,在 $\alpha = 10^\circ$ 时达到最佳升阻比。带尾缘后分流板翼型

的升阻比均高于原始翼型,并且随着分流板长度的增加升阻比也提高,在 $\alpha = 10^\circ$ 最佳攻角工况下,带有 $l = 0.2c$ 分流板翼型的升阻比最大提高约 61.6%,间接证明了尾缘后分流板在未失速工况下起到增升减阻的效果。在攻角 α 为 $16^\circ \sim 18^\circ$ 翼型初发生失速工况下,带有分流板翼型的升阻比下降较为严重,并且低于原始翼型。在攻角 $\alpha > 20^\circ$ 翼型完全失速工况下,带有分流板翼型的升阻比有一定提高,对于 $l = 0.1c$ 的翼型提高约 6.4%。虽然翼型在初发生失速阶段分流板起到负面影响,但是在完全失速阶段,分流板对翼型的气动性能同样起到改善作用。因此尾缘后分流板对翼型气动性能起到了良好的作用。

为进一步分析尾缘后分流板的作用机理,选取增升减阻效果较好的 10° 和 14° 攻角,开展原始翼型和带有不同分流板长度翼型的压力云图分析,如图 8 所示。

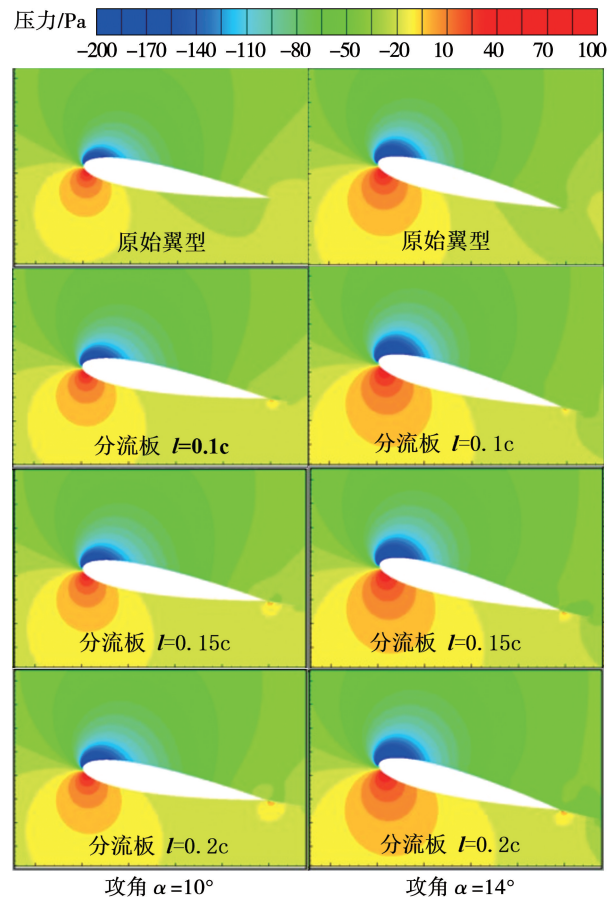


图 8 不同分流板长度模型压力云图

Fig. 8 Pressure contours of model with different flap lengths

由图 8 可知,当 $\alpha = 10^\circ$ 时,原始翼型的压力面前缘处有较大正压分布,在吸力面前缘处则存在较大的负压,其压力差为翼型提供升力。加入分流板后,压力面前缘处的正压范围和吸力面处的负压范围均有所增大,翼型的升力系数提高,且分流板长度越长升力系数越大。当 $\alpha = 14^\circ$ 时,分流板增加了压力面处的正压分布范围,同时增加了吸力面处的负压分布范围,翼型前缘处压力差进一步增大,升力系数提高,流动阻力减少。

3.1.2 尾缘后分流板间隙

为探究分流板与翼型尾缘间隙的大小对翼型气动性能的影响,选取 f 为 $0.01c$ 、 $0.03c$ 、 $0.05c$ 3 个间隙进行分析,如图 9 所示。分流板长度为 $0.1c$,分流板与翼型弦线的夹角固定为 0° 。

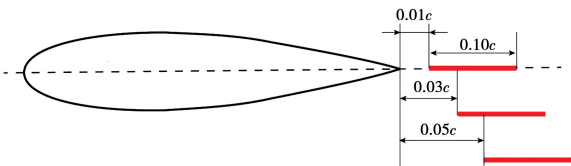


图 9 分流板与翼型尾缘之间不同间隙计算模型示意图
Fig. 9 Schematic diagram of calculation model under different gaps between flap and airfoil trailing edge

图 10 为分流板与翼型尾缘之间不同间隙下升阻比随攻角变化的曲线。由图 10 可知,在攻角 α 为 $4^\circ \sim 12^\circ$ 未失速工况下升阻比均高于原始翼型,但在 $\alpha = 14^\circ$ 分流板与翼型尾缘之间间隙 f 为 $0.01c$ 和 $0.03c$ 时,翼型升阻比高于原始翼型, $f = 0.05c$ 时翼型升阻比低于原始翼型。在攻角 α 为 $16^\circ \sim 18^\circ$ 初发生失速工况下,带有分流板的翼型升阻比均低于原始翼型,但是 $f = 0.03c$ 的升阻比下降效果较小。在攻角 α 为 $20^\circ \sim 22^\circ$ 完全失速工况下,带有分流板翼型的升阻比高于原始翼型,并且间隙越小提升效果越好。因此,间隙对翼型升阻比的影响在不同攻角工况下,影响效果不同。在未失速工况下,间隙大小对翼型气动性能的影响不大。在翼型初步发生流动分离阶段, $f = 0.03c$ 时对翼型气动性能负面影响最小。在完全失速阶段, $f = 0.01c$ 对翼型气动性能的改善效果最佳。

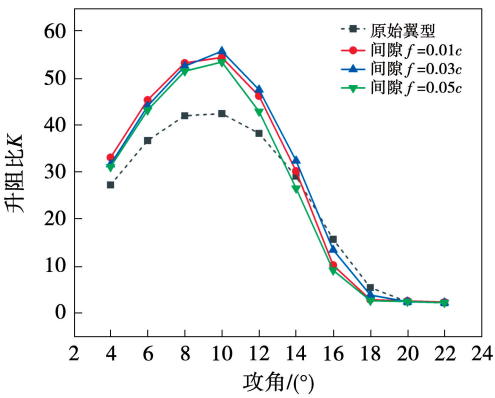


图 10 分流板与翼型尾缘之间不同间隙升阻比随攻角变化曲线

Fig. 10 Variation curve of lift-drag ratio with angle of attack under different gaps between flap and airfoil trailing edge

图 11 为分流板与翼型尾缘之间不同间隙下尾缘处的速度分布。

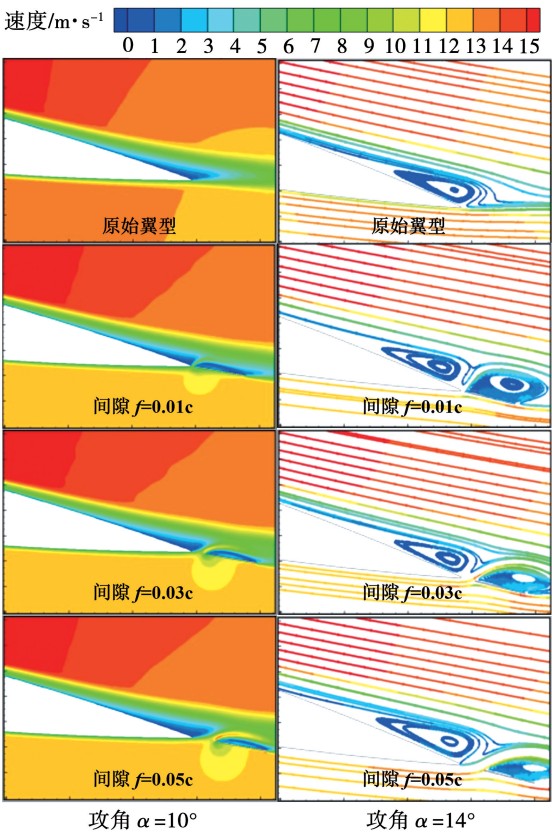


图 11 分流板与翼型尾缘之间不同间隙下尾缘处速度分布图

Fig. 11 Velocity distribution diagrams at trailing edge under different gaps between flap and airfoil trailing edge

由图 11 可知,当 $\alpha = 10^\circ$ 时,在原始翼型的尾缘处产生了一个较小范围的低速区,增加流动阻力。

随着分流板的加入,在翼型与分流板之间产生一个间隙,间隙处的高速流体将翼型尾缘处的低速区分割。当 $f = 0.01c$ 时,低速区被分割并且低速区的范围减小,减小了流动阻力。随着分流板间隙的增加,间隙处的高速流体作用效果减弱,从而对翼型的气动性能改善效果减弱。当 $\alpha = 14^\circ$ 时,因为攻角的增加,尾缘处的低速涡流区域增大,间隙的作用效果更加明显。间隙处的高速流体将涡旋分割并且减小低速涡流区的影响范围, f 为 $0.01c$ 和 $0.03c$ 时间隙处高速流体作用效果较为明显。随着间隙的增加,间隙处流体流速降低,高速流体的作用效果减弱。

3.2 尾缘后分流板对垂直轴风力机性能的影响

通过上文分析发现分流板长度为 $0.15c$ 和 $0.2c$,间隙为 $0.01c$ 时增升减阻效果较好。将两种不同长度的分流板风力机模型与原始风力机在尖速比 λ 为 $0.4 \sim 2.8$, V_∞ 为 13.45 m/s 工况下进行计算。

图 12 为不同风力机模型之间风能利用系数对比。可以看出,在 λ 为 $0.4 \sim 1.2$ 低尖速比的工况下,带分流板的风力机模型风能利用系数均高于原始风力机,其中,高 $\lambda = 0.8$ 、时 $l = 0.2c$ 风能利用率最高达到 29.39% ,说明在低尖速比工况下尾缘后分流板可以改善低尖速比下的动态失速问题。当 $\lambda = 1.6$ 时,带分流板的风力机模型风能利用系数略低于原始风力机。在 $\lambda = 2.0$ 时, $l = 0.15c$ 与原始风力机的风能利用系数几乎一致,但 $l = 0.2c$ 时提高了约 6.29% 。这说明尾缘后分流板可以提高 λ 为 2.0 时最佳尖速比工况下的风能利用率。在 λ 为 $2.0 \sim 2.8$ 的高尖速比工况下,尾缘后分流板可以提高 VAWT 的风能利用率,当 $\lambda = 2.8$ 、 $l = 0.2c$ 时风能利用率最大提高约 25.78% 。

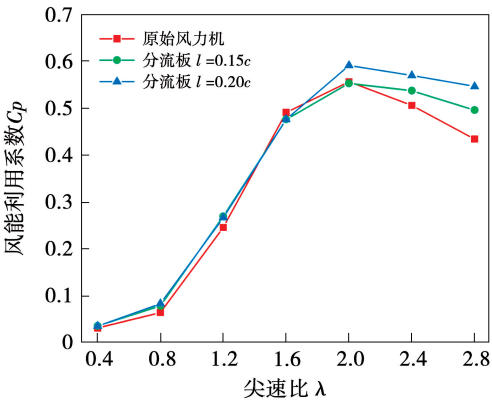


图 12 不同风力机模型之间风能利用系数对比

Fig. 12 Comparison of wind energy utilization coefficients between different wind turbine models

图 12 进一步可以看出,在低尖速比下风力机的气动效率较低。由于风力机在低尖速比工况下时,叶片处在大攻角失速工况下,根据图 7 翼型升阻比随攻角变化的曲线发现,在失速攻角 $\alpha > 16^\circ$ 的工况下,分流板对翼型升阻比提升效果不明显甚至产生负面影响。随着尖速比的提高,风力机的气动效率提高较明显,这是因为在高尖速比工况下,风力机叶

片多处于 α 为 $4^\circ \sim 14^\circ$ 的未失速状态;并且从图 7 中也可以看出,在未失速工况下分流板对翼型升阻比提升效果较明显,所以风力机在较高尖速比下可以提高气动效率。

为进一步说明尾缘后分流板对 VAWT 的作用效果,分析了 $\lambda = 2.4$ 时,以 60° 作为间隔 VAWT 在一个旋转周期内叶片附近的压力分布,如图 13 所示。

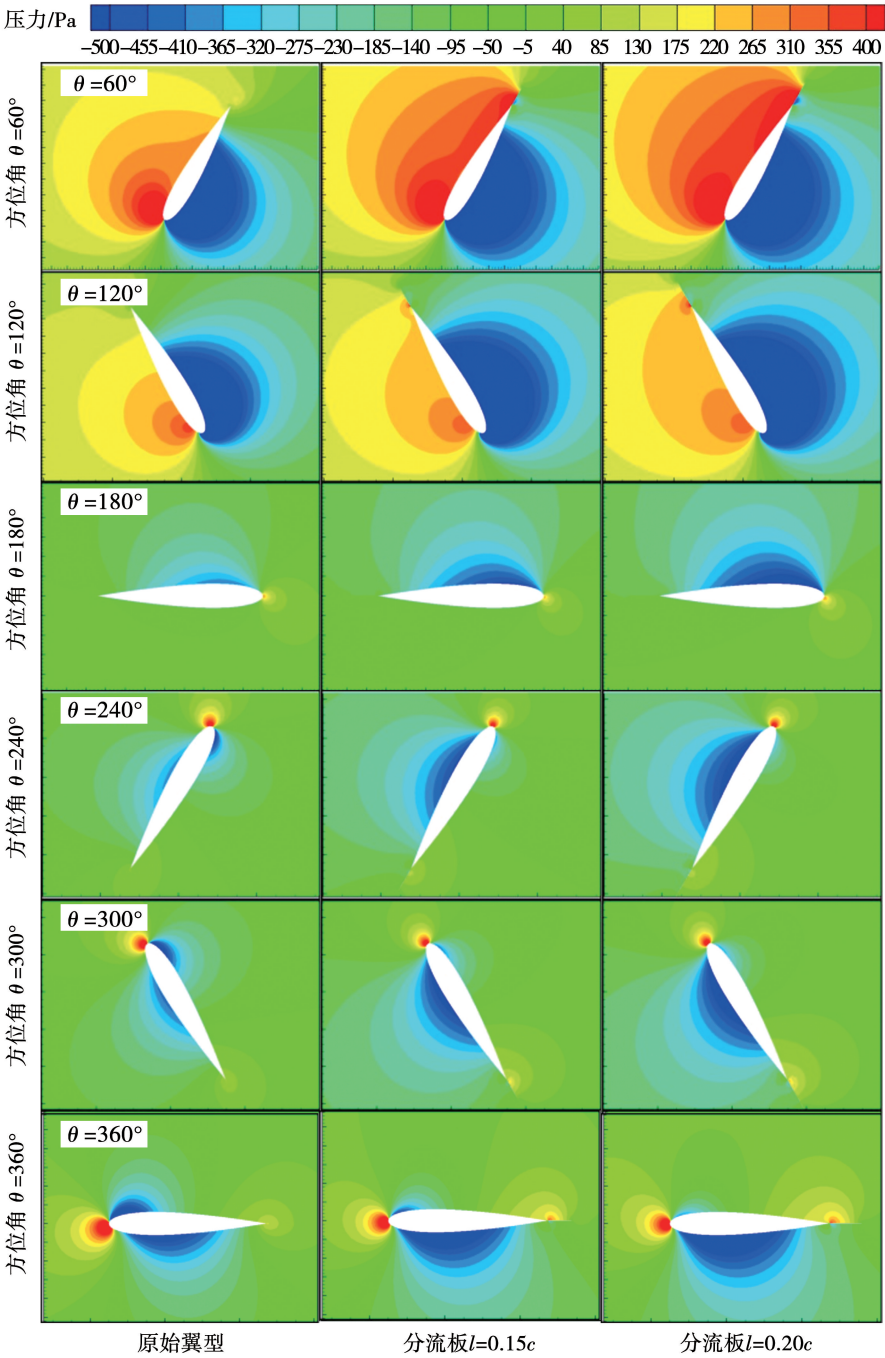


图 13 $\lambda = 1.6$ 时不同方位角下 VAWT 叶片附近压力云图

Fig. 13 Pressure contours near VAWT blade at different azimuth angles at $\lambda = 1.6$

由图 13 可知,当 $\theta = 60^\circ$ 时,原始风力机叶片的压力面前缘处较大的正压与吸力面较大的负压在叶片两侧产生压力差,使叶片获得切向力。在尾缘后分流板的作用下,叶片压力面的正压值和正压范围明显增大。尾缘后分流板越长,增大幅度越大,同时吸力面附近的负压区域范围也增大,使 VAWT 叶片获得更大的切向力,提高其做功能力。 $\theta = 120^\circ$ 时,虽然具有尾缘后分流板的叶片压力面前缘处压力值有所减小,但是压力面区域的正压范围增大,并且吸力面的负压范围大于原始 VAWT。 $\theta = 180^\circ$ 时,在分流板作用下,虽然叶片内侧的负压区域增大,但是由于叶片平行于来流方向,做功能力较差,产生的影响较小。 θ 为 240° 和 300° 时,尾缘后分流板开始对风力机产生负面影响。叶片吸力面负压范围增大,叶片前缘处的正压值减小,并且在叶片的压力面产生负压区域,使风力机风轮产生较大的与旋转方向相反的扭矩力。 $\theta = 360^\circ$ 时,叶片外侧产生了较大范围负压区域,但与 $\theta = 180^\circ$ 时相类似,叶片平行于来流方向,做功能力差,产生的负面影响较小。

图 14 为不同尖速比下两种 VAWT 的尾流速度图。

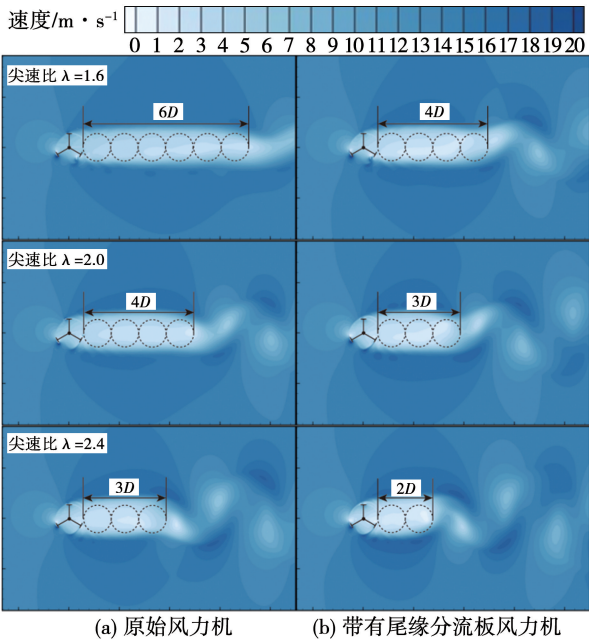


图 14 不同尖速比下两种风力机尾流速度图

Fig. 14 Wake velocity diagrams of two wind turbines at different tip ratios

可以看出,当尖速比 λ 分别为 1.6、2.0 和 2.4

时,带有尾缘后分流板的 VAWT 的尾迹长度短于原始风力机。并且随着尖速比的增大,风力机尾迹长度变短,尾流恢复越快。因此,尾缘后分流板的存在有利于风力机尾流的恢复,提高下游风力机的气动效率,对于风电场的优化布局有着重要意义。

4 结 论

以 NACA0015 为原始翼型,在尾缘处设置分流板,采用数值模拟方法,分析分流板长度和分流板与翼型尾缘间隙对翼型气动效率的影响,得出结论:

(1) 在未失速阶段,尾缘后分流板可以起到增升减阻的效果,并且分流板的长度越大,翼型升阻比的提升幅度越大, $l = 0.2c$ 工况下最大提高约 61.6%,随着分流板与尾缘间隙的增大,翼型升阻比提升效果减弱,在 $f = 0.01c$ 的提升效果最佳。

(2) 在初发生失速阶段,尾缘后分流板起负面作用,分流板的长度越大,负面影响越大。同时,分流板与尾缘间隙在 $f = 0.03c$ 时对翼型升阻比的负面影响最小。

(3) 在完全失速阶段,尾缘后分流板依然可以提高翼型的升阻比,但并非分流板长度越大越好,在不同攻角下,最佳分流板长度亦有差异。

(4) 将分流板应用到 VAWT 中,对于长度 c 为 $0.2c$ 分流板在 λ 为 0.4 ~ 1.2 的低尖速比工况下,当 $\lambda = 0.8$ 时,VAWT 的风能利用率最大可能提高约 29.4%;在 $\lambda = 1.6$ 时,由于分流板的阻塞作用使得风轮在背风区的力矩系数降低,VAWT 的风能利用率降低;在 λ 为 2.0 ~ 2.8 的高尖速比工况下,当 $\lambda = 2.8$ 时 VAWT 的风能利用率最大可以提高约 25.78%。

参考文献:

[1] 张立勋,张 松,焦启飞,等. 智能变桨垂直轴风力发电机的变桨规律设计[J]. 太阳能学报,2013,34(8):1427-1433.
ZHANG Lixun,ZHANG Song,JIAO Qifei,et al. Pitching laws of smart variable-pitch vertical axis wind turbine[J]. Acta Energaie Solaris Sinica,2013,34(8):1427-1433.
[2] FERREIRA C S,KUIK G V,BUSSEL G V,et al. Visualization by PIV of dynamic stall on a vertical axis wind turbine[J]. Experiments in fluids,2009,46:97-108.
[3] 郝文星,李 春,刘青松,等. 风力机叶片气动降载与流动分离控制技术综述[J]. 热能动力工程,2019,34(9):1-13.

HAO Wenxing, LI Chun, LIU Qingsong, et al. Review of aerodynamic load reduction and flow separation control technology for wind turbine blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34(9): 1 – 13.

[4] ASHILL P R. Flow control: Passive, active, and reactive flow management[J]. The Aeronautical Journal, 2001, 105(1045): 150.

[5] SOBHANI E, CHAFFARI M, MAGHREBI M J. Numerical investigation of dimple effects on Darrieus vertical axis wind turbine[J]. Energy, 2017, 133: 231 – 241.

[6] YOO S, OH S. Flow analysis and optimization of a vertical axis wind turbine blade with a dimple[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2021, 15(1): 1666 – 1681.

[7] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift[J]. Journal of aircraft, 1978, 15(9): 547 – 561.

[8] GRAHAM M, MURADIAN A, TRAUB L W. Experimental study on the effect of Gurney flap thickness on airfoil performance[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(2): 897 – 904.

[9] YAVUZ T, KOÇ E, KAYNAK B. Hydrodynamics performance of hydrofoil-slat arrangements in 3D analysis[J]. Energy Conversion and Management, 2013, 75: 44 – 50.

[10] 陈 珺, 孙晓晶, 黄典贵. 一种叶片前缘前带微小圆柱的垂直轴风力机[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(1): 75 – 78.

CHEN Jun, SUN Xiaojing, HUANG Diangui. A new type of vertical-axis wind turbine equipped with the blades having micro-cylinders installed in front of their leading-edges[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(1): 75 – 78.

[11] 陈福东, 郝文星, 李 春, 等. 雷诺数对气动弹片改善失速特性影响的数值研究[J]. 动力工程学报, 2018, 38(10): 836 – 842.

CHEN Fudong, HAO Wenxing, LI Chun, et al. Effects of Reynolds number on stall characteristics of an airfoil with flaps[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2018, 38(10): 836 – 842.

[12] 李东旭, 郝文星, 李 春, 等. 流动分离状态下弹片对翼型气动性能及噪声影响[J]. 热能动力工程, 2020, 35(3): 230 – 238.

LI Dongxu, HAO Wenxing, LI Chen, et al. Effect of elastic flap on airfoil aerodynamic performance and aerodynamic noise under flow separation state[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020, 35(3): 230 – 238.

[13] FIKADEA G, BEKELEB A, VENKATACHALAM C, et al. Effects of dimples on aerodynamic performance of horizontal axis wind turbine blades[J]. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET), 2020, 7(1): 525 – 529.

[14] NEUHART D H. A water tunnel study of Gurney flaps[R]. NASA TM – 4017, Washington: Scientific and Technical Information Division, 1988.

[15] ROSHKO A. On the development of turbulent wakes from vortex streets[R]. NACA – TR – 1191, California: California Institute of Technology, 1954.

[16] MC-LAREN K W. A numerical and experimental study of unsteady loading of high solidity vertical axis wind turbines[D]. Hamilton: McMaster University, 2011.

[17] ROCHA P C, ROCHA H B, CARNEIRO F M, et al. $k - \omega$ SST (shear stress transport) turbulence model calibration: A case study on a small scale horizontal axis wind turbine[J]. Energy, 2014, 65: 412 – 418.

(姜雪梅 编辑)