

风力机叶型增升及叶尖流动控制研究*

白亚磊, 马兴宇, 明晓

(南京航空航天大学 空气动力学系, 南京 210016)

(胡文瑞推荐)

摘要: 研究了两种改善风力机叶型气动性能的流动控制技术,分别对风力机专用 S809 翼型和较大升阻比的 FX 60-100 翼型进行应用研究.首先,通过在叶型前缘加装流动偏转器,研究流动偏转器对叶型流动分离的控制效果.并采用多岛基因算法,对流动偏转器进行多参数优化.结果表明:流动偏转器可以有效控制叶型的失速特性,推迟失速攻角和增加升力;基因优化算法能更大地提升流动偏转器的控制效果.其次,基于对风力机叶尖旋涡和尾涡特征以及叶片表面压力分布的分析,在叶片尖部加装不同倾斜角的旋涡扩散器控制叶尖涡.结果表明:涡扩散器能够提高叶尖涡涡核的总压,削弱其旋涡强度,使风力机尾流旋涡耗散更快,从而可以减小噪声,提高叶片效率.

关键词: 流动控制; 流动分离; 流动偏转器; 多岛基因算法; 叶尖涡; 涡扩散器

中图分类号: O354.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.3879/j.issn.1000-0887.2011.07.002

引言

风能是一种清洁能源,对环境没有污染.因而,加快风力发电的建设,对减少环境污染、改善能源结构、实现能源领域可持续发展具有重要的战略意义.随着风力发电技术的迅速发展和广泛应用,传统风力机叶片已经不能很好地满足风力机及其特殊运行环境的要求,对风力机叶型和叶尖进行流动控制抑制大攻角分离、推迟失速、控制叶尖涡、减小叶片噪声、提高叶片效率已成为当今风力机研究领域的重要方向.

在大攻角来流情况下,绕风力机翼型的流动将产生分离.大尺度的流动分离使翼型的升力系数大大降低,同时阻力系数提高,气动性能急剧恶化.为了减缓流动的分流,改善大攻角来流下的气动性能,人们提出了多种解决问题的技术.如优化设计翼型外形^[1];在翼型的某些部位开槽和孔,加入定常的吹气和吸气方法^[2];尾部加襟翼^[3];前缘加离子发生器等^[4].但是,已有的这些方法要么效果不理想,要么控制机构复杂.流动偏转器流动控制技术是南京航空航天大学发明的一种新型流动控制技术,流动偏转器对 NACA0012 二维翼型大攻角下的边界层分离控制以及对三维机翼的增升都具有明显的效果^[5].本文在风力机翼型的前缘加装流动偏转器

* 收稿日期: 2011-02-21; 修订日期: 2011-05-16

基金项目: 国家“973”基金资助项目(2007CB714600)

作者简介: 白亚磊(1982—),男,河南南阳人,博士(E-mail:byl@nuaa.edu.cn);

明晓(1944—),男,武汉人,教授,博士生导师(联系人. Tel: +86-25-84892651; E-mail: mingam@nuaa.edu.cn).

进行流动控制,并运用基因算法对流动偏转器参数进行优化,取得了较好的控制效果。

风力机叶尖是气动力产生的主要区域.有限长度的叶片旋转运动时,由于叶尖压力面和吸力面的压力差,导致压力面气流绕过叶尖端面流入吸力面,既破坏了叶尖二维流动情况,同时会产生叶尖涡.叶尖涡是造成叶片效率减小、疲劳载荷增加的主要原因之一^[6].丹麦技术大学研究了风力机叶尖小翼的技术,分别利用扭转和后掠的叶尖小翼提高风力机叶片效率的方法^[7].内蒙古工业大学研究了在叶尖加装小翼的控制方法^[8].北京大学研究了各种翼梢扰流片对旋涡的控制效果^[9].南京航空航天大学研究了在有限展长机翼尖部安装旋涡扩散器控制翼尖涡^[10].本文利用流动控制技术,在风力机叶片尖部设计安装旋涡扩散器,并改变倾斜角.通过研究叶片扭矩、叶片表面压力分布和下游流场特性,证明叶尖旋涡扩散器可以有效地保持叶尖二维流动特性,减小叶尖涡影响,从而提高叶片效率。

1 风力机叶型的流动偏转器控制技术

1.1 叶型与流动偏转器

本文分别对 S809 翼型和 FX 60-100 翼型进行了研究.自然条件下,风向的改变可能会使风力机翼型在大攻角工况下运行,此时大面积的翼型分离将导致失速现象,升力陡然下降而阻力骤增,风力机的气动性能恶化.采用流动控制的手段提高风力机性能是目前很有前途的研究方向.FX 60-100 翼型具有良好的气动特性,比较适合用在叶片的外部.本文以 S809 翼型和 FX 60-100 翼型为代表,数值模拟流动偏转器对风力机翼型失速特性的控制。

本文研究的流动偏转器是安装在翼型前缘附近的一组平行的小薄片如图 1 所示,其性能与多个参数有关.以翼型前缘为坐标原点, X 是流动偏转器转轴轴心距原点的距离, ϕ 是流动偏转器轴线与弦线的夹角, θ 是元件与流动偏转器轴线的夹角, L 是最低一片元件距流动偏转器转轴轴心的长度, n 是元件片数, d 是相邻两元件的间距, w 是元件宽度, t 是元件厚度。

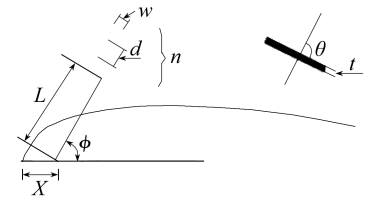


图 1 流动偏转器结构和参数示意图

Fig. 1 Geometry and parameters of the flow deflector

1.2 数值模拟

数值计算采用的模型为一个弦长为 900 mm 的 S809 翼型,自由来流速度为 $V_{\infty} = 10$ m/s,参考翼型弦长的 Reynolds 数为 6.3×10^5 .流动偏转器安装在翼型前缘附近,其结构和参数定义与图 1 中一致.模型计算域网格为 C 型结构网格,为满足粘性边界层的求解要求,翼面和流动偏转器附近都进行了网格加密.文中采用不可压分求解器求解二维非定常 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程组.湍流模型选择(SST) $k-\omega$ 模型。

为了验证数值模拟方法的可靠性,本文对数值模拟结果进行了实验验证.图 2 和图 3 分别是攻角 6° 和攻角 16° 时翼型表面压力系数分布的数值模拟和实验结果^[11]对比.从中可见,数值模拟结果与实验数据吻合度较好。

文中分别对干净翼型和加流动偏转器的翼型进行了气动力和流场计算.流动偏转器参数系列为: $L = 90$ mm, $w = 3$ mm, $t = 0$, $d = 6$ mm, $\phi = 90^\circ$, $\theta = 110^\circ$, $X = 18$ mm, $n = 6$.图 4 和图 5 给出了 $\alpha = 18^\circ$ 攻角的干净翼型和加流动偏转器翼型的流场图对比.可以看出格栅可以明显地改善翼型的失速特性,由深失速状态改善为仅仅为后缘附近失速。

1.3 基因算法优化

基因算法^[12]是基于自然选择和自然遗传机制的搜索算法.它们结合串结构间的适者生存以及一种有序但随机的信息交换,形成一种具有某种人类搜索的创新特质的搜索算法.在每一

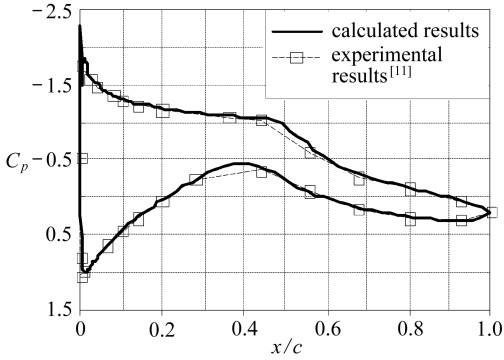


图2 攻角 6° 时计算和实验的压力分布对比
Fig. 2 The comparison of pressure distribution between computation and experiment ($\alpha = 6^\circ$)

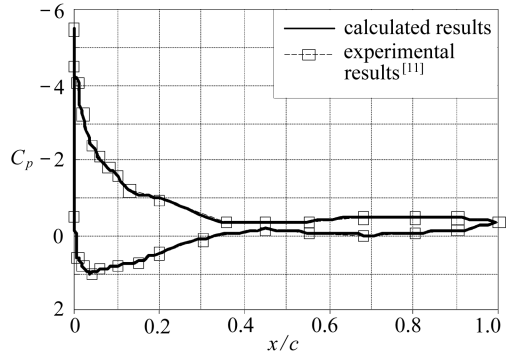


图3 攻角 16° 时计算和实验压力分布对比
Fig. 3 The comparison of pressure distribution between computation and experiment ($\alpha = 16^\circ$)

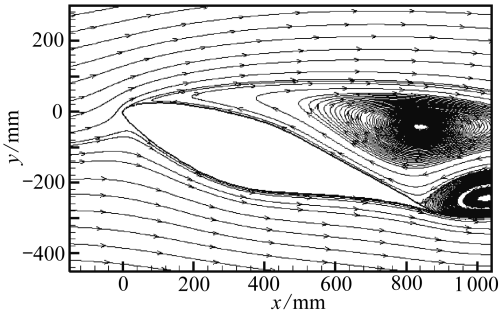


图4 干净翼型的流线图
Fig. 4 Stream line around clean airfoil

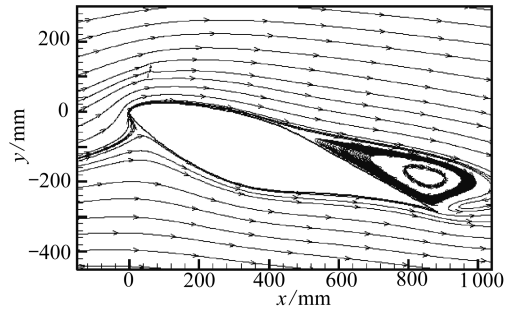


图5 加流动偏转器翼型流线图
Fig. 5 Stream line around airfoil with flow deflector

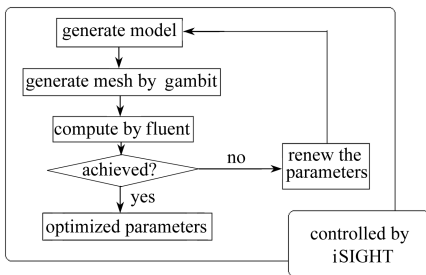


图6 优化流程图
Fig. 6 Process of the optimization

代中, 旧的最优个体的基因位和片段创造了一系列新的人工物种(基因串); 一对随机的新的基因对被用来进行适应值评估。基于遗传算法的流动偏转器的气动优化设计是通过复制, 交叉, 变异来实现的。算法采用了多岛遗传算法, 每代有5个岛群, 每个岛群有30个个体, 运行20代。

本文通过 iSIGHT 平台, 结合基因算法, 运用 Fluent 解算器以及 Gambit 前置网格生成器来实现优化, 计算流程具体如图 6 所示。文中优化参数及其变化范围如表 1 所示。优化目标为升力系数 C_L 最大化, 攻角为 $\alpha = 18^\circ$ 。

通过基因算法优化, 得到最佳流动偏转器参数组合为: $h = 70 \text{ mm}$, $w = 6 \text{ mm}$, $t = 0$, $d = 8 \text{ mm}$, $\phi = 87^\circ$, $\theta = 108^\circ$, $X = 9 \text{ mm}$, $n = 6$ 。攻角 18° 下的多岛遗传算法结果如表 2 所示, 升力系数 C_L , 阻力系数 C_D , 升阻比为 K ; 可以看出翼型的升力系数提高很多, 升阻比增加 50% 以上。流动偏转器可以推迟翼型边界层分离, 改善翼型的气动特性。如图 7 为攻角 18° 情况下翼型加装优化流动偏转器的流线图, 可以看出, 翼型表面分离区已经得到控制, 流动偏转器使来流向翼型

吸力面偏转,使分离区流动再附.与图5的流场结果比对可以看出,经过基因算法优化后的流动偏转器,流动控制能力提升很多,从中可以看出,基因算法对翼型分离流的控制效果明显,潜力较大.亦可用在其它翼型的分离流控制中.

表1 优化参数

Table 1 Parameters of the optimization

optimization parameters	range of the parameters		goal
	min	max	
$\theta/(\circ)$	90	125	C_L
$\phi/(\circ)$	70	10	
d/mm	3	8	
L/mm	60	100	
w/mm	3	8	
X/mm	5	15	

表2 攻角 18° 下的优化结果Table 2 Results of the optimization at angle of attack 18°

	C_L	C_D	K
clean airfoil	0.67	0.231	2.9
with flow deflector	1.11	0.246	4.5

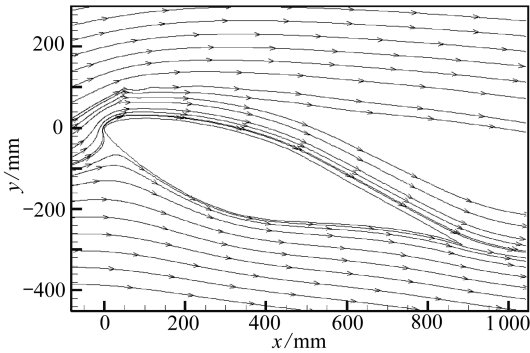


图7 加优化流动偏转器翼型流线图

Fig. 7 Stream line around airfoil with flow deflector optimized by Genetic algorithm

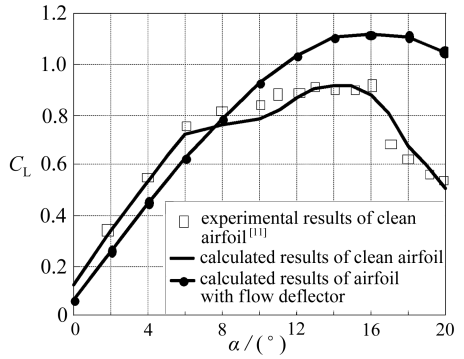


图8 有无流动偏转器翼型升力系数对比图

Fig. 8 Comparison of lift for airfoils without /with flow deflector

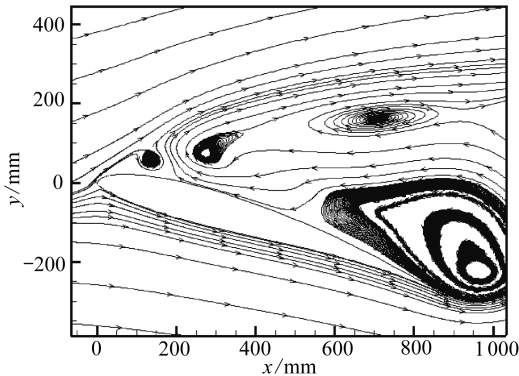


图9 干净FX 60-100翼型流线图

Fig. 9 Stream line around clean airfoil

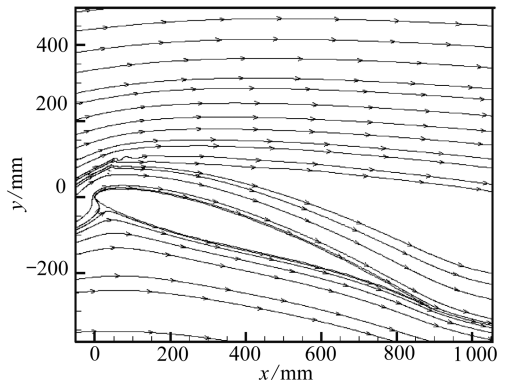


图10 加流动偏转器FX 60-100翼型流线图

Fig. 10 Stream line around airfoil with flow deflector

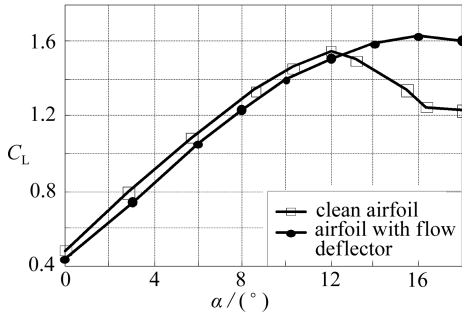


图 11 是否加装流动偏转器 FX 60-100 翼型升力系数对比图

Fig. 11 Comparison of the lift between airfoil with and without flow deflector

如图 8 为翼型的升力系数对比图。干净翼型实验结果和计算结果对比吻合较好,再次验证了本文算法的可靠性,从中也可以看出,翼型在攻角 6° 后缘发生分离,一直到攻角 16° 整个吸力面完全分离,翼型深度失速。加装优化后的流动偏转器,可以明显的改善翼型的升力特性,最大升力系数提高 24%,失速攻角推迟到 18° 且失速过程缓慢。

1.4 对翼型 FX 60-100 的控制研究

为研究流动偏转器控制技术的普适性,利用同样的控制方法,对翼型 FX 60-100 进行了大攻角下的流动控制研究,翼型弦长 900 mm,自由来流速度为 $V_\infty = 10 \text{ m/s}$,参考翼型弦长的 Reynolds 数为 6.3×10^5 。图 9 为攻角 18° 情况下干净翼型的流线图,可以看出,翼型上表面已全部分离,翼型进入深失速。图 10 为攻角 18° 情况下翼型加装优化流动偏转器的流线图,可以看出,翼型表面分离区已经得到控制,流动偏转器可以有效地抑制分离的发生。图 11 是有无流动偏转器翼型的升力系数对比,从中可以看出,控制分离可以提高升力。可以把失速攻角从 12° 推迟到 16° 。

图 9 为攻角 18° 情况下干净翼型的流线图,可以看出,翼型上表面已全部分离,翼型进入深失速。图 10 为攻角 18° 情况下翼型加装优化流动偏转器的流线图,可以看出,翼型表面分离区已经得到控制,流动偏转器可以有效地抑制分离的发生。图 11 是有无流动偏转器翼型的升力系数对比,从中可以看出,控制分离可以提高升力。可以把失速攻角从 12° 推迟到 16° 。

2 风力机叶尖涡扩散控制技术

2.1 风力机模型及涡扩散器数值计算方法

风力机叶片的流动,是三维非定常的旋转流场。本文利用旋转参考系模型求解。当来流风速恒定,风力机处在设计状态下工作时,叶片周期性掠过求解域,相对于惯性参考系来讲,流动是非定常的。当取与旋转部件一起运动的旋转参考系时,相对这个旋转参考系分析,流动就是定常的^[13]。风力机设计转速 $\omega = 40 \text{ rad/s}$,来流风速 $V = 10 \text{ m/s}$,定常,平行于风力机转动轴线。以叶尖弦长为参考长度的 Reynolds 数为 2.19×10^5 。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型。Spalart-Allmaras 模型是设计用于航空领域的,主要是墙壁束缚流动,而且已经显示出和好的效果。在透平机械中的应用也愈加广泛。

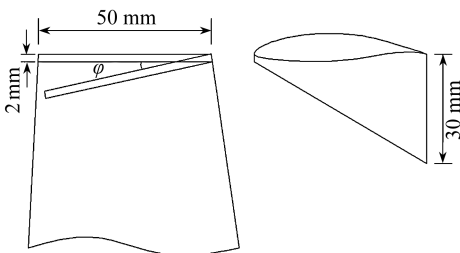


图 12 流动偏转器结构和参数示意图

Fig. 12 Geometry of the vortex diffuser

表 3 叶片参数

Table 3 The parameters of the blade

parameters	value
N_w	3
L_w / m	1.35
D / m	3
C / m	0.05
λ_c	10
$\varphi / (^\circ)$	3
A	FX 60-100

风力机模型采用三叶片模型,风轮参数如表 3。叶片数 N_w ,叶片长度 L_w ,风轮直径 D ,叶尖弦长 c ,展弦比 λ_c ,涡扩散器安装角 φ ,翼型 A,风力机叶尖采用 FX 60-100 翼型,弦长 c 为 0.05 m。在风力机叶片尖部、叶片压力面安装三角形旋涡扩散器,尺寸如图 12 所示。

风力机叶片和轮毂模型以及涡扩散器采用壁面无滑移条件,旋转参考系固连于风轮中心。

模型相对于旋转参考系角速度为0。在叶片周围建立圆柱体旋转计算域,直径 $1.2D$, D 表示风轮直径。使用旋转参考系,相对 Z 轴转速 $\omega = 40 \text{ rad/s}$,转动中心和转动轴与风力机模型重合。在旋转计算域外围建立圆柱形固定计算域,直径 $5D$,使用惯性参考系,静止,轴线与风力机轴线重合。如图13所示。

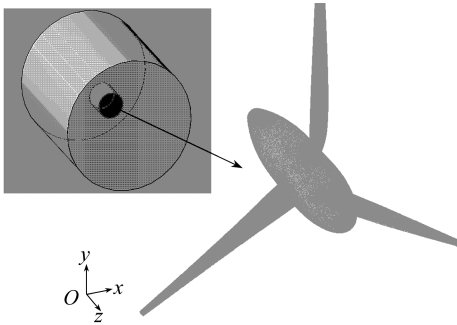


图13 风力机模型图

Fig. 13 Model of the wind turbine

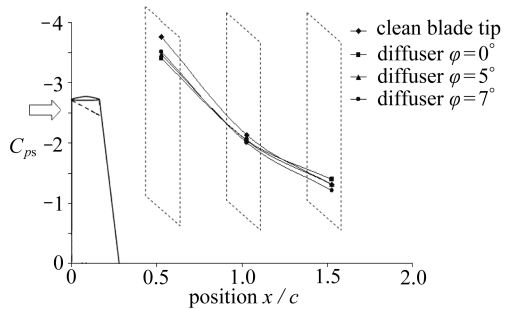


图14 不同截面内叶尖涡核总压系数变化

Fig. 14 The variations of total pressure coefficient in the core of blade tip vortex in different planes

2.2 计算结果与分析

叶尖涡是指由于风力机叶尖三维效应,从叶尖处拖出并螺旋发展至下游的集中涡系。相对于有限展长的机翼产生的翼尖涡,风力机叶尖涡由各个叶片尖部拖出,在下游相互影响,流场更加复杂,旋涡造成的震动和噪声危害更明显。对于单个叶片,旋涡的涡核是涡量集中的区域,能量损失明显,涡核处的总压低于周围流场。研究旋涡强度的标准主要是总压系数 C_{ps} ,定义如下:

$$C_{ps} = (p_s - p_\infty) / (\rho V_\infty^2 / 2), \quad (1)$$

其中, p_s 是总压, p_∞ 表示大气压, ρ 表示空气密度, V_∞ 表示来流风速。本文中设定 $V_\infty = 10 \text{ m/s}$, $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 。本文在叶尖下游建立3个虚拟的截面,大小 $0.4 \text{ m} \times 0.4 \text{ m}$,位于 $x/c = 0.5, 1, 1.5$,垂直于叶尖弦线。 x 表示距叶尖后缘长度, c 表示叶尖弦长。3个截面上最低总压作为旋涡的涡核总压,利用总压系数判断旋涡强度和涡扩散器控制效果。

表4 叶尖下游不同截面内涡核静压和静压系数

Table 4 The static pressure and its coefficient in the core of the vortex in different planes behind the blade tip

planes		$x = 0.5c$	$x = c$	$x = 1.5c$
clean tip	p_s / Pa	-237	-137	-86.1
	C_{ps}	-3.869 39	-2.236 73	-1.405 71
diffuser $\varphi = 0^\circ$	p_s / Pa	-215	-132	-91.4
	C_{ps}	-3.510 2	-2.155 1	-1.492 24
diffuser $\varphi = 5^\circ$	p_s / Pa	-219	-131	-86.7
	C_{ps}	-3.575 51	-2.138 78	-1.415 51
diffuser $\varphi = 7^\circ$	p_s / Pa	-222	-129	-80.3
	C_{ps}	-3.624 49	-2.106 12	-1.311 02

在3个 $x/c = 0.5, 1, 1.5$ 平面内,分析压力分布情况。各个平面内涡核总压 p_s 及其总压系数 C_{ps} 详见表4所示。图14表示在3个平面内,涡核总压系数的变化。从曲线分析可知,涡扩散器可以提高涡核总压系数,降低旋涡强度;涡扩散器 $\varphi = 7^\circ$ 状态下,涡核静压系数最高,下游压

力恢复明显。

图 15 表示干净叶尖和 0° 旋涡扩散器两种情况下,在 $x/c = 0.5$ 平面内压力分布云图。通过对比可知,涡扩散器可以明显减弱下游涡核强度,促进旋涡扩散。图 16 表示干净叶尖和 0° 涡扩散器两种情况下,在 $x/c = 0.5$ 平面内压力山峰图。涡扩散器可以有效增加叶尖前后压力差,有助于提高叶片效率,旋涡强度明显降低。

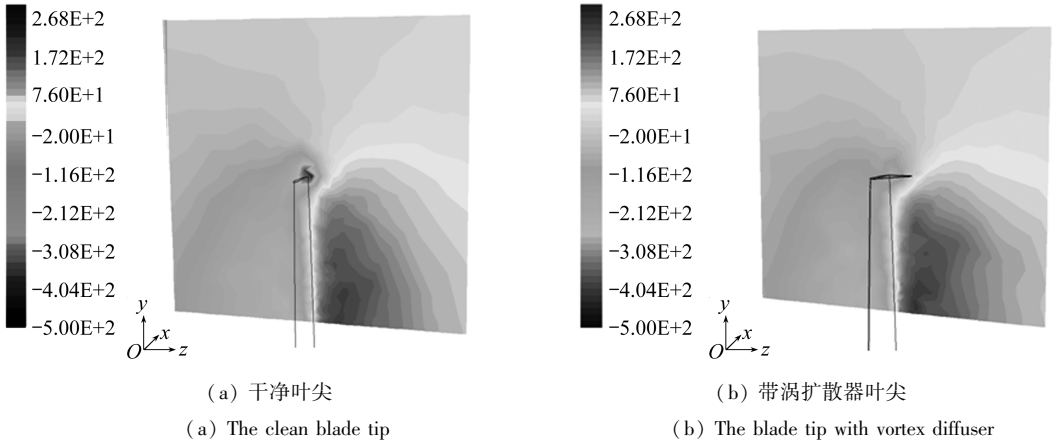


图 15 $x/c = 0.5$ 平面的静压云图

Fig. 15 The static pressure contour of $x/c = 0.5$ plane

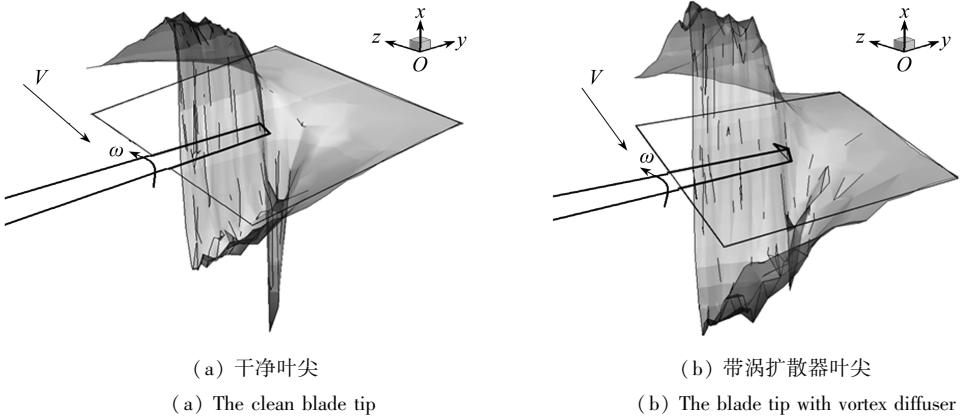


图 16 $x/c = 0.5$ 平面的静压山峰图

Fig. 16 The static pressure peak distributions of $x/c = 0.5$ plane

尖速比是指风轮叶片尖端的线速度与风速之比,用 λ 表示^[14]。尖速比是设计风力机风轮和叶片的基本参数之一。尖速比 λ 定义如下:

$$\lambda = \omega \times R / V_\infty, \quad (2)$$

其中, ω 表示风力机设计状态下的角速度, R 表示风轮半径, V_∞ 表示来流风速。本文风力机叶片设计尖速比 $\lambda = 6$ 。在恒定风速下启动运行的风力机,尖速比是逐渐增大的。在设计状态下运行的风力机,当来流风速变化,尖速比也随之变化。本节主要研究恒定来流条件下,改变风轮转速,叶尖涡强度随尖速比变化的规律。

1) 干净叶尖

对于干净叶尖,取不同尖速比 $\lambda = 5, 6, 7, 8$,分别分析下游 $x/c = 0.5, 1, 1.5$ 这3个截面内,涡核总压系数变化规律。涡核总压 p_s 及其总压系数 C_{p_s} 详见表5所示。图17表示在下游3个平

面内,干净叶尖下游的叶尖涡核强度随尖速比的变化规律。

表5 不同尖速比下干净叶尖的叶尖涡总压系数

Table 5 The total pressure coefficient of the vortex of the clean blade tip in different tip speed ratio

tip speed ratio	planes	$x = 0.5c$	$x = c$	$x = 1.5c$
$\lambda = 5$	p_s / Pa	-231	-129	-56.2
	C_{p_s}	-3.78	-2.11	-0.92
$\lambda = 6$	p_s / Pa	-237	-137	-86.1
	C_{p_s}	-3.87	-2.24	-1.41
$\lambda = 7$	p_s / Pa	-285	-171	-118
	C_{p_s}	-4.65	-2.79	-1.93
$\lambda = 8$	p_s / Pa	-343	-206	-147
	C_{p_s}	-5.6	-3.36	-2.4

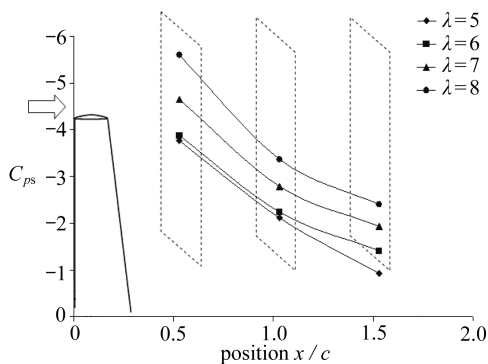


图17 不同尖速比条件下干净叶尖涡核总压系数变化

Fig. 17 The variations of total pressure coefficient in the core of vortex of clean blade tip in different tip speed ratio

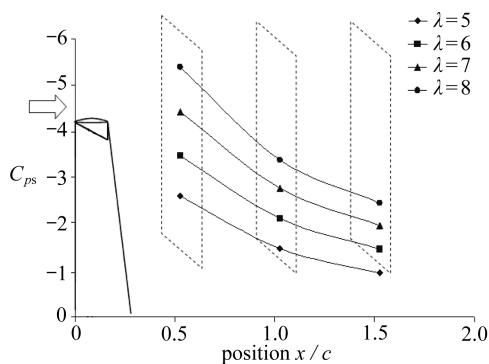


图18 不同尖速比条件下安装涡扩散器叶尖涡核总压系数变化

Fig. 18 The variations of total pressure coefficient in the core of speed ratio

表6 不同尖速比下加涡扩散器的叶尖涡总压系数

Table 6 The total pressure coefficient of the vortex of the blade tip with vortex diffuser in different tip speed ratio

tip speed ratio	planes	$x = 0.5c$	$x = c$	$x = 1.5c$
$\lambda = 5$	p_s / Pa	-162	-92.4	-59.7
	C_{p_s}	-2.65	-1.51	-0.97
$\lambda = 6$	p_s / Pa	-215	-132	-91.4
	C_{p_s}	-3.51	-2.16	-1.49
$\lambda = 7$	p_s / Pa	-273	-172	-123
	C_{p_s}	-4.46	-2.8	-2.01
$\lambda = 8$	p_s / Pa	-332	-209	-152
	C_{p_s}	-5.42	-3.41	-2.48

2) 安装旋涡扩散器的叶尖

对于安装旋涡扩散器的叶尖,取不同尖速比 $\lambda = 5, 6, 7, 8$, 分别分析下游 $x/c = 0.5, 1, 1.5$ 这3个截面内,涡核总压系数变化规律。涡核总压 p_s 及其总压系数 C_{p_s} 详见表6所示。图18表示在3个平面内,安装旋涡扩散器的叶尖下游的叶尖涡核强度随尖速比的变化规律。从图17和图18的曲线分析可知,随着尖速比增大,叶尖涡强度随之增强。随着尖速比增大,下游涡

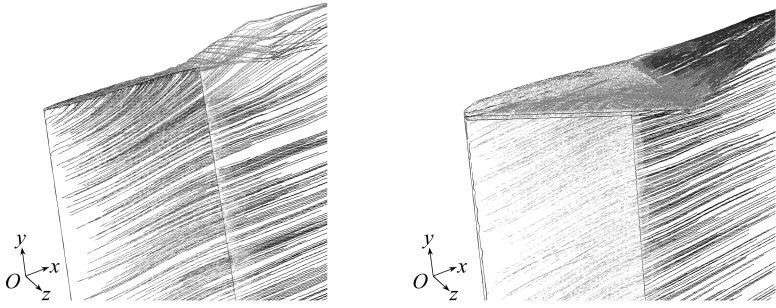
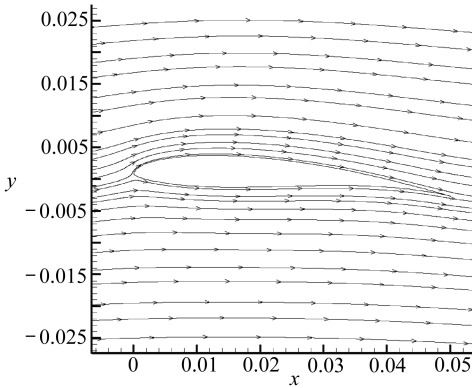


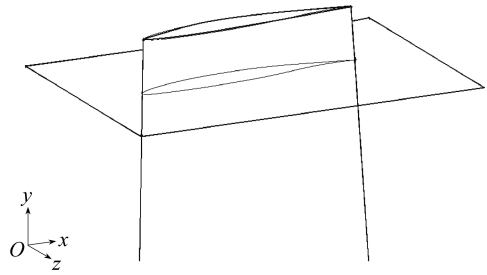
图 19 干净叶尖和带涡扩散器叶尖的流线对比

Fig. 19 Comparison of streamlines the of blade tip with and without vortex diffuser



(a) 二维翼型流场示意图

(a) The flow field of the two dimensional airfoil



(b) 三维叶尖与截面示意图

(b) The three dimensional blade tip and the cross-section plane

图 20 叶尖截面示意图

Fig. 20 The cross-section plane at the blade tip

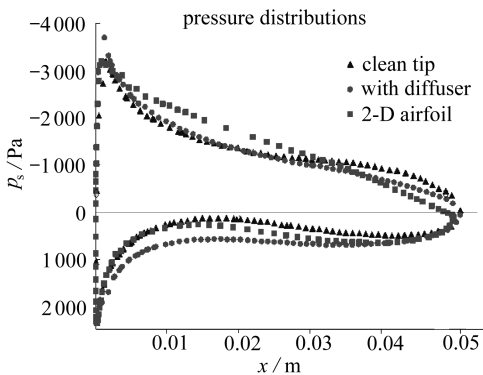


图 21 三维叶尖与二维翼型压力分布对比

Fig. 21 Comparison of the surface pressure distributions between two and three dimensional models

强度衰减越慢。旋涡扩散器可以减弱叶尖涡强度,促进下游旋涡扩散。

由于有限长叶片的尖部附近的三维流动,压力面的高压气体绕过叶尖进入吸力面,导致叶尖附近表面压力分布与二维翼型的压力分布完全不同。叶尖涡扩散器可以有效抑制三维流动,改善叶尖及其下游的流场特性,使叶尖附近流场趋近二维流动。如图 19 所示。

为了分析叶尖部分上下表面压力变化,在叶尖部分 $y = 1.49 \text{ m}$ 处建立截面,如图 20 所示。风轮半径 $R = 1.5 \text{ m}$,截面相距叶尖垂直距离 0.01 m 。本节中,对比交界线上翼型压力分布情况,并与翼型二维流动压力分布情况相对比。

本节中对比了干净叶尖和加装涡扩散器两种情况下,截面交界线上表面压力分布与二维翼型压力分布对比。由图 21 可以看出,涡扩散器有效抑制了叶尖三维效应的影响,使叶尖部分流动更符合二维翼型的流动,并提升了叶尖的气动特性。

3 结 论

对风力机专用 S809 翼型的数值模拟结果表明,流动偏转器可以有效的控制分离,改善翼型的失速特性,增加翼型气动性能的稳定性.通过对流动偏转器参数的基因算法优化,得到了在一定范围内失速控制的最优参数,较大的提升了流动偏转器流动控制性能,使最大升力系数提升 24%, 18° 攻角下升阻比提高 50% 以上,失速攻角推迟 2° .对 FX 60-100 翼型使最大升力系数提升 5%, 18° 攻角下升阻比提高 24% 以上,失速攻角推迟 6° .

叶尖加装涡扩散器可以显著的提升叶尖的气动性能.相同风速和尖速比条件下,叶尖涡扩散器可以有效地减小叶尖三维效应的影响.使叶尖附近流动趋近二维流动,从而提高叶片效率.涡扩散器还可以有效地减弱下游旋涡的强度.

叶尖涡是风力机气动噪声主要来源之一.由于风力机尾流区的存在,会损害下游风力机运行效率,降低风力机的利用率.通过叶尖旋涡扩散器减弱叶尖涡的强度并促进其扩散,不仅可以降低气动噪声,而且可以改善风力机下游流场,提高风力机的利用效率.

参考文献:

- [1] Grasso F. Usage of numerical optimization in wind turbine airfoil design[C]//28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 28-30 June 2010, 2010-4404. Chicago: USA AIAA.
- [2] Chang T L, Rachman A, Tsai H M. Flow control of an airfoil via injection and suction[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, **46**(1): 291-300.
- [3] Nikolic V R. Effect of gurney flap relative span on lift, drag, and trailing vortex of a rectangular wing[C]//25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 25-28 June 2007, 2007-4062. Miami: USA AIAA.
- [4] 李应红,吴云,张朴.等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J].空气动力学学报,2008, **26**(3):372-377. (LI Ying-hong, WU Yun, ZHANG Pu. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, **26**(3):372-377. (in Chinese))
- [5] 周立胜,明晓,白亚磊.流动偏转器对机翼失速特性的控制[J].空气动力学学报,2011, **29**(1): 20-25. (ZHOU Li-sheng, MING Xiao, BAI Ya-lei. Wing stall control by flow deflector[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, **29**(1):20-25. (in Chinese))
- [6] Hansen Martin O L. 风力机空气动力学[M].北京:中国电力出版社,2009:16-22. (Hansen Martin O L. *Aerodynamics of Wind Turbines*[M]. Beijing: China Power Press, 2009: 16-22. (in Chinese))
- [7] Johansen J, Gaunaa M, Sorensen N. Increased aerodynamic efficiency on wind turbine rotor using winglets[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 18-21 August 2008, 2008-6728. Hawaii: USA AIAA.
- [8] 东雪青.风力机叶尖加小翼流场的试验研究[J].工程热物理学报,2009, **30**(10): 1162-1164. (DONG Xue-qing. Investigation of fluid field in wind turbine with tip vane[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2009, **30**(10): 1162-1164. (in Chinese))
- [9] 余永生.翼梢涡的结构与控制方法探索[J].空气动力学学报,1999, **17**(4): 405-412. (YU Yong-sheng. The structure of wingtip vortex and investigation for the method of wingtip vortex control[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1999, **17**(4): 405-412. (in Chinese))
- [10] MING Xiao. Drag reduction of a civil aircraft by wing tip devices[C]//Sixth Asian Confer-

- ence of Fluid Mechanics*. Singapore, 1995.
- [11] Butterfield C P, Scott George, Musial Walt. Comparison of wind tunnel airfoil performance data with wind turbine blade data[J]. *ASME Journal of Solar Energy Engineering*, 1992, **114**(4): 119-124.
- [12] HUANG Liang, George H, Raymond L, Thomas H. Optimization of airfoil flow control using a genetic algorithm with diversity control[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, **44**(4):1337-1349.
- [13] 韩占中, 王敬. FLUENT 流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2004. (HAN Zhan-zhong, WANG Jing. *FLUENT Example and Application of Flow Engineering Simulation*[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2004. (in Chinese))
- [14] 苏绍禹. 风力发电机设计与运行维护[M]. 北京:中国电力出版社, 2003. (SU Shao-yu. *Design and Operation of Wind Turbine*[M]. Beijing: China Power Press, 2003. (in Chinese))

Lift Enhancement of the Airfoil and Tip Flow Control for Wind Turbine

BAI Ya-lei, MA Xing-yu, MING Xiao

(*Department of Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China*)

Abstract: Two techniques that improve the aerodynamic performance of wind turbine airfoils were described. The airfoil S809, often used for wind turbine design, and the airfoil FX 60-100, having higher lift-drag ratio, were selected to verify the flow control techniques. The flow deflector, fixed at the leading edge, was employed to control the boundary layer separation on the airfoil at high angle of attack. The multi-island genetic algorithm was used to optimize the parameters of the flow deflector. The results indicate that the flow deflector can suppress the flow separation, delay stall and enhance the lift. In the second part of this paper, the characteristics of the blade tip vortex, wake vortex and the surface pressure distributions of blades are analyzed. The vortex diffuser, set up at the blade tip, was employed to control the blade tip vortex. The results show that the vortex diffuser can increase the total pressure coefficient of the core of the vortex, decrease the strength of blade tip vortex, lower the noise and improve the efficiency of the blade.

Key words: flow control; flow separation; flow deflector; multi-island genetic algorithm; blade tip vortex; vortex diffuser