

风力机叶型增升技术

白亚磊 明 晓

(南京航空航天大学江苏省风力机设计高技术研究重点实验室, 南京, 210016)

摘要:介绍了利用栅片改善风力机叶型大迎角下气动性能的研究结果。通过对风力机专用翼型的数值模拟,研究了栅片对翼型流动分离的控制效果,并在数值模拟结果的基础上对栅片进行基因算法优化。优化过程采用多岛基因算法,以N-S方程为控制方程,以升力最佳为目标,对栅片进行多参数优化。结果表明:栅片可以有效控制翼型的失速特性,抑制翼型大迎角下的流动分离,推迟失速攻角和增加升力;基因优化算法能更大地提升栅片的控制效果。

关键词:流动控制;流动分离;栅片;基因算法;多岛基因算法

中图分类号:V211.7

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)05-0608-04

Lift Enhancement Technology for Wind Turbine Airfoils

Bai Yalei, Ming Xiao

(Jiangsu Key Laboratory of Hi-Tech Research for Wind Turbine Design,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Research results about improving the aerodynamic performance of wind turbine airfoils at high angles of attack with parallel flats are presented. Numerical simulation of the wind turbine blade aerodynamic characteristics is carried out to study the separation flow control using parallel flats. Based on the numerical simulation results, the parameters of parallel flats are optimized by genetic algorithm (GA). In the optimization, the multi-island GA is employed and the N-S equations are adopted to acquire the aerodynamics functions of the airfoil. Optimization results indicate that the parallel flats can control the stall characteristics effectively, restraining the flow separation at high angle attack, delaying the stall and enhancing the lift force. The GA optimization can improve the effect of flow control using parallel flats obviously.

Key words: flow control; flow separation; parallel flats; genetic algorithm (GA); multi-island genetic algorithm

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,传统翼型已经不能很好地满足风力机及其特殊运行环境的要求,对风力机翼型进行流动控制提高升力、减小阻力、抑制大迎角分离、推迟失速已成为当今风力机研究领域的一个重要方向。

在大迎角来流情况下,绕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。为了减缓流动的分离,改善大迎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^[4]。中科院的张磊,杨科等^[5]优化了风力机的

基金项目:国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2007CB714600)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2011-04-29;**修订日期:**2011-07-26

通讯作者:白亚磊,男,博士,讲师,1982年2月生,byl@nuaa.edu.cn。

钝尾缘翼型的气动外形,提出最大厚度与尾缘之间用幂指数进行过渡。清华大学的张宏武和江学忠等^[6]利用数值计算的方法,研究了风力机翼型NACA 63-215的Gurney襟翼增生效果,主要研究了襟翼不同安装角的控制规律。但是,已有的这些方法要么效果不理想,要么控制机构复杂。栅片流动控制技术是南京航空航天大学明晓教授发明的一种新型流动控制技术,栅片对NACA0012二维翼型大迎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^[7]。本文在风力机翼型的前缘加装栅片进行流动控制,并运用基因算法对栅片参数进行优化,取得了较好的控制效果。

1 翼型与栅片

本文选用的风力机翼型为S809翼型,该翼型是美国国家可再生能源实验室开发的S系列风力机专用翼型,它与传统航空翼型相比具有高升力、低阻力的优势,可以捕获更多风能。风轮翼型的气动性能直接影响风力机的运行特性和使用寿命。自然条件下,风向的改变可能会使风力机翼型在大迎角工况下运行,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。因此,采用流动控制的手段进一步提高风力机性能是目前很有前途的研究方向。本文以S809翼型为代表,通过数值模拟手段,研究流动偏转器对风力机翼型失速特性的控制。

本文研究的栅片是安装在翼型前缘附近的一组平行的小薄片,其性能与多个参数有关,如图1所示。以翼型前缘为坐标原点, x 为栅片转轴轴距原点的距离, ϕ 为栅片轴线与弦线的夹角, θ 为元件与栅片轴线的夹角, L 为最低一片元件距栅片转轴轴心的长度, n 为元件片数, d 为相邻两元件的间距, w 为元件宽度, t 为元件厚度。

栅片的实物可以用线切割的方法加工一些不锈钢薄片。另外,在机翼前缘附近沿展向分布安装一些柱状的基座,柱状基座的上半部分开一些小的缝隙,栅片卡在缝隙中实现安装固定。

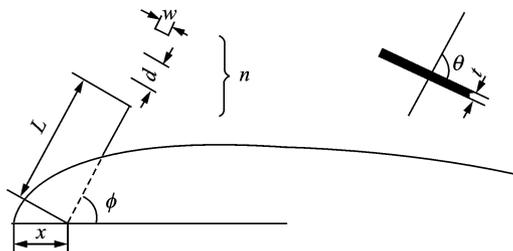


图1 栅片结构和参数示意图

2 数值模拟

2.1 数值模拟方法

数值计算采用的模型为一个弦长为 $c = 900 \text{ mm}$ 的 S809 翼型,自由来流速度为 $v_\infty = 10 \text{ m/s}$,参考翼型弦长的雷诺数为 $Re = 6.3 \times 10^5$ 。栅片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,如图2,3所示。

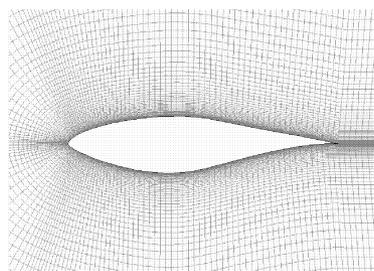


图2 干净翼型网格图

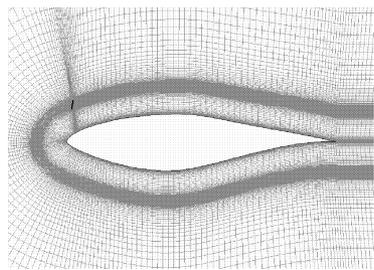


图3 加装栅片翼型网格图

文中采用不可压分离求解器求解二维非定常 Reynolds 平均N-S 方程组。湍流模型选择k ω -SST 模型。

2.2 数值模拟方法验证

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4,5分别是迎角为 6° 和 16° 时翼型表面压力系数 C_p 分布的数值模拟和

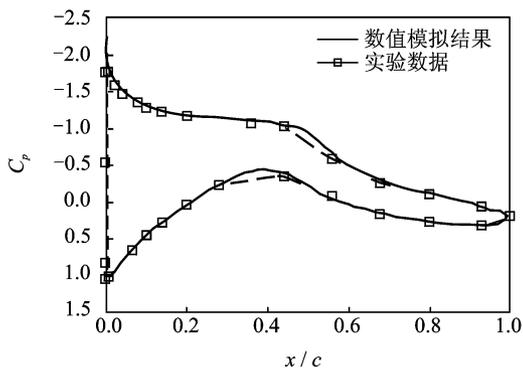


图4 迎角 6° 时计算和实验^[8]的压力系数分布对比

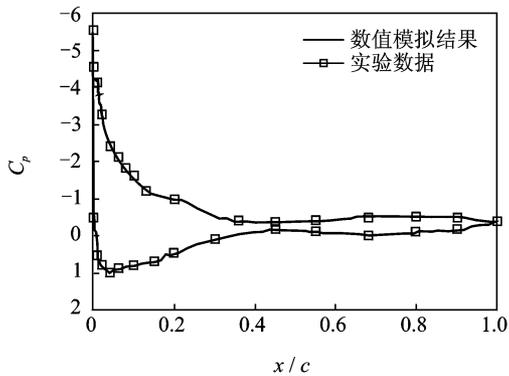


图5 迎角 16° 时计算和实验^[8]压力系数分布对比

实验结果^[8]对比。从中可见,数值模拟结果与实验数据吻合度较好。

2.3 数值模拟结果

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: $L=90\text{ mm}$, $w=3\text{ mm}$, $t=0$, $d=6\text{ mm}$, $\phi=90^\circ$, $\theta=110^\circ$, $x=18\text{ mm}$, $n=6$ 。

图6,7给出了 $\alpha=18^\circ$ 迎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。

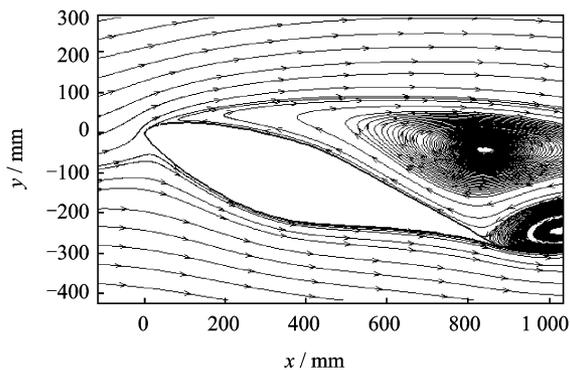


图6 干净翼型的流线图

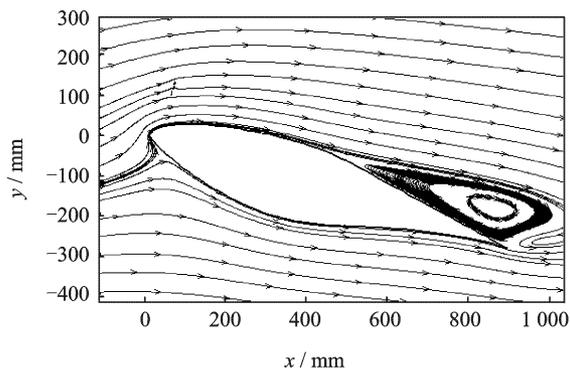


图7 加栅片翼型流线图

3 基因算法优化

3.1 基因算法

基因算法^[9]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来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个体,运行20代。

3.2 基因算法流程及参数

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8所示。

文中选用优化参数及其变化范围如表1所示。优化目标为升力系数最大化,迎角为 18° 。

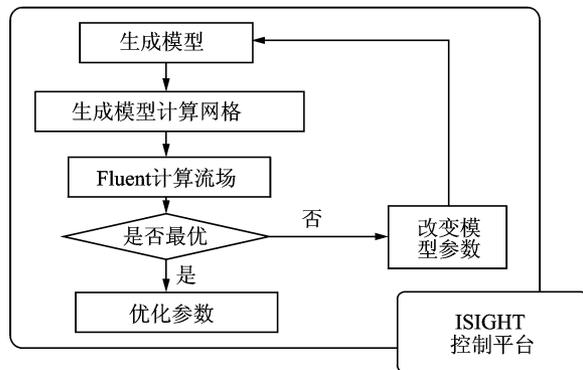


图8 优化流程图

表1 优化参数

优化参数	参数范围		优化目标
	最小	最大	
$\theta/^\circ$	90	125	升力最佳
$\phi/^\circ$	70	10	
d/mm	3	8	
L/mm	60	100	
w/mm	3	8	
x/mm	5	15	

3.3 优化结果

通过基因算法优化,得到最佳栅片参数组合为: $h=70\text{ mm}$, $w=6\text{ mm}$, $t=0$, $d=8\text{ mm}$, $\phi=87^\circ$, $\theta=108^\circ$, $x=9\text{ mm}$, $n=6$ 。迎角 18° 下的多岛遗传算

法结果如表2所示,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。

表2 迎角18°下的优化结果

翼型	升力系数	阻力系数	升阻比
干净翼型	0.67	0.231	2.9
加格栅翼型	1.11	0.246	4.5

图9为迎角18°情况下翼型加装优化栅片的流线图。可以看出,翼型表面分离区已得到控制,栅片使来流向翼型吸力面偏转,使分离区流动附着。与图7的流场结果比对可以看出,经过基因算法优化后的栅片,流动控制能力提升很多。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,亦可用在其他翼型的分离流控制中。

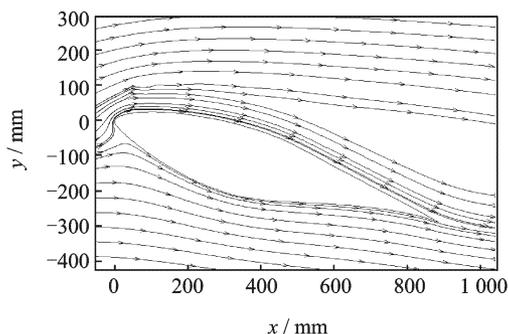


图9 加优化栅片翼型流线图

图10为翼型的升力系数 C_l 随迎角 α 变化的对比图。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,翼型在迎角6°后缘发生分离,一直到迎角16°整

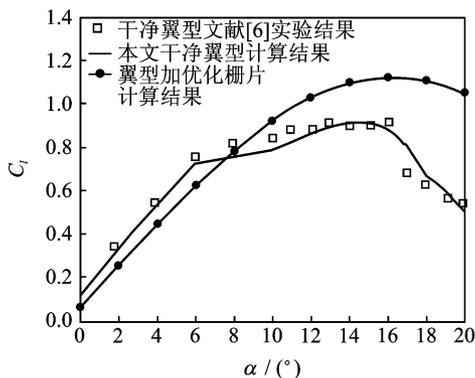


图10 有无栅片翼型升力系数对比图

个吸力面完全分离,翼型深度失速。加装优化后的栅片,可以明显地改善翼型的升力特性,最大升力系数提高24%,失速迎角推迟到18°且失速过程缓慢。

4 结 论

(1)对风力机专用S809翼型的数值模拟结果表明,栅片可以有效地控制分离,改善翼型的失速特性,增加翼型气动性能的稳定性的。

(2)通过对栅片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,较大地提升了栅片流动控制性能。使最大升力系数提升24%,18°迎角下升阻比提高50%以上,失速迎角推迟2°,且使失速过程变缓。

参考文献:

- [1] Grasso F. Usage of numerical optimization in wind turbine airfoil design[R]. AIAA 2010-4404, 2010.
- [2] Chang T L, Rachman A, Tsai H M, et al. 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[R]. AIAA 2007-4177, 2007.
- [4] 李应红,吴云,张朴,等.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.
- [5] 张磊,杨科.不同尾缘改型方式对风力机钝尾缘翼型气动性能的影响[J].工程热物理学报,2009,30(5): 773-776.
- [6] 张宏武,江学忠,袁新,等.二维翼型襟翼增升的数值模拟[J].清华大学学报:自然科学版,2000,40(11): 55-58.
- [7] 周立胜,明晓,白亚磊,等.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.
- [8] Butterfield C P, Scott G, Musial W. Comparison of wind tunnel airfoil performance data with wind turbine blade data[J]. ASME Journal of Solar Energy Engineering, 1992, 114(6): 119-124.
- [9] Huang Liang, Huang G, Lebeau R. Optimization of airfoil flow control using a genetic algorithm with diversity control[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4):1337-1349.