

基于遗传算法的变桨型风力机翼型设计

吴江海 王同光

(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:从提高叶片效率和降低叶片输出载荷两方面对翼型的设计要求进行了分析,并直接以叶片的综合性能为目标,采用遗传算法耦合 XFOIL 进行翼型的优化设计,最终以计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)的计算结果作为翼型性能的评价依据,设计了相对厚度从18%到30%四个风力机专用翼型。从理论上分析了翼型形状改变与性能改善之间的对应关系。结果显示,与行业内成熟的翼型相比,新翼型在效率控制区内能取得更好的升阻力特性,同时在载荷控制区内能减小升力系数,因而采用该族翼型能够在提高叶片的发电量同时减小叶片的输出载荷,为叶片带来更好的综合性能。

关键词:风力机翼型;评价指标;叶片性能;优化设计

中图分类号: TM614 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2011)05-0617-06

Optimization Design of Airfoils for Variable-Pitch Wind Turbines Based on Genetic Algorithms

Wu Jianghai, Wang Tongguang

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

Abstract: The design requirements of wind turbine airfoils is analyzed in terms of the aerodynamic efficiency and the load output. The blade gross performance is directly set as the design objective for airfoil optimization, and genetic algorithm is used in the design procedure. Computational fluid dynamics (CFD) and the software XFOIL are used to calculate the airfoil aerodynamic characteristics. Finally, a four-airfoil family for pitch-regulated wind turbines is designed with thicknesses ranging from 18% to 30%. The result shows that the designed airfoils have higher lift-to-drag ratios in the efficiency controlled area below the rated wind speed and a relatively low lift coefficient in the load controlled area above the rated wind speed. Therefore, the airfoils can comprehensively improve the wind turbine aerodynamic performance.

Key words: wind turbine aerofoil; design objective; blade performance; optimization design

风力机叶片是风力机组获取风能的核心部件,而翼型又是叶片的基础,决定了叶片气动性能所能达到的优秀程度,同时也是机组所受载荷的源头,从根本上影响着机组的成本。因此,对风力机专用翼型的研究和开发显得尤为重要。

国外的风力机专用翼型研发工作从20世纪80

年代开始至今,主要形成了瑞典的FFA系列^[1]、美国NREL的S系列^[2]、丹麦的Risø系列^[3]及荷兰的DU系列^[4]等翼型,这些翼型已经被广泛地用在了各种型号的风力机上。近年来,中国科学院工程热物理研究所等多家国内的单位也在不断开展风力机专用翼型方面的研发,有了CAS等系列翼型族

基金项目:国家重点基础研究发展(“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:**2011-07-20

通讯作者:王同光,男,教授,博士生导师,1962年3月生,E-mail:tgwang@nuaa.edu.cn。

的问世^[5-6]。随着对风力机系统理解的深入,翼型的开发仍然会具有提高的空间。

本文首先分析了大型变桨型风力机叶片的运行情况,分别从气动效率和气动载荷两方面考虑了翼型的工作区间,将翼型的迎角分为了效率控制区和载荷控制区,对翼型设计基本目标的选取做了探讨,进而上升到叶片层面,以叶片的综合性能为目标结合遗传算法来进行翼型的优化设计,得到了相对厚度18%到30%的4个翼型。以相对厚度21%的新翼型为例,分析了其性能与参考翼型的区别及产生区别的机理。最终验证结果显示,采用新的翼型族后,叶片的发电量和输出载荷都能得到改善,综合性能有所提高。

1 设计目标和约束

通常风力机翼型的设计都会以翼型的最大升阻比为设计目标,在升阻比下追求翼型的最大升力系数,兼顾考虑非设计状态下的性能等,也有学者将风力机翼型的优化设计目标延伸到了风力机的最大风能利用系数上^[6]。本文先以某1.5 MW成熟叶片为基础,分析叶片的运行状态来研究各截面翼型的工作范围及需要,对翼型设计目标进行新的解读。

参考叶片选用了相对厚度从18%到40%的一组6个基本翼型,其中用到了NACA63-518、NACA63-421以及DU91-250、DU97-300的改型,是以该组翼型为基础设计的优秀叶片,对其进行分析具有较强的代表性。以18%、21%、25%、30%四个相对厚度不太大的翼型为例,这几个翼型分别位于叶片量纲一叶片长度 $\bar{r}=0.9, 0.8, 0.62$ 和 0.4 的位置。

1.1 气动效率分析

通常用叶片在稳态运行下的气动性能来评估叶片的气动效率以及发电量,这里首先分析了不同厚度的翼型在叶片稳态运行下的工作情况,如图1所示。

叶片的稳态运行情况根据输出功率的不同可简单分为额定风速之前(I)和额定风速之后(II)两个区间(图1),在额定风速之前风力机的输出功率未达到额定值,这段需要尽可能追求最大效率以使输出功率最大;额定风速以后风能超出需要,机组要通过变桨来减小气动效率,从而使输出功率保持额定值。因此,需要提高气动效率的只是I区间,

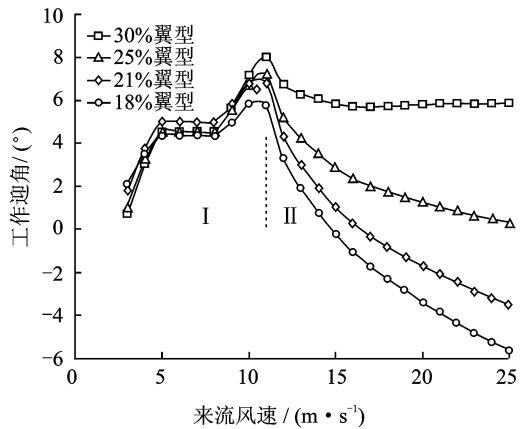


图1 叶片稳态运行点下不同厚度翼型的工作迎角

翼型需要使叶片提高效率的工作迎角范围大概在 $0\sim 8^\circ$ 之间,本文称之为翼型的效率控制区。

根据动量叶素理论,在每个风速下翼型所在截面的气动效率由切向力的大小决定,单位长度的切向力 f_t 可以通过式(1)来计算^[7]

$$f_t = \frac{1}{2} \rho \omega^2 c \cdot (C_l \cdot \sin\varphi - C_d \cos\varphi) \quad (1)$$

式中: c 为翼型所在截面的弦长; ρ 为空气密度; ω 为当地风速; φ 为截面入流角; C_l, C_d 为翼型工作迎角下的升力系数和阻力系数。

可见,增加翼型在效率控制区的升力或者减小阻力都能提高气动效率,不过增升和减阻带来的效果不尽相同。

1.2 极限载荷分析

叶片所受的极限载荷影响着叶片和机组的结构设计,其中由截面法向力 f_n 带来的叶片挥舞方向弯矩是最重要的载荷分量,其极限值通常伴随着极限阵风、极限湍流风的出现而发生,此时各截面翼型的工作迎角都偏离了正常工作的范围,处在升阻力系数都较高的大迎角下,这一点由 f_n 的表达式可以看出

$$f_n = \frac{1}{2} \rho \omega^2 c \cdot (C_l \cdot \cos\varphi + C_d \sin\varphi) \quad (2)$$

图2统计了多次载荷计算工作中每次叶根挥舞方向弯矩出现极限值的时刻各截面翼型的工作迎角。可以看出,极限载荷的出现具有一定的随机性,各版本计算中极限载荷发生时刻翼型的工作迎角有所不同,不过仍呈现出了很明显的分布规律:随着相对厚度的增大各翼型迎角主要分别在 $3\sim 10^\circ, 6\sim 12^\circ, 10\sim 15^\circ, 15\sim 21^\circ$ 之间,可以认为各翼型在这个对应迎角范围内的升阻力系数大小决定

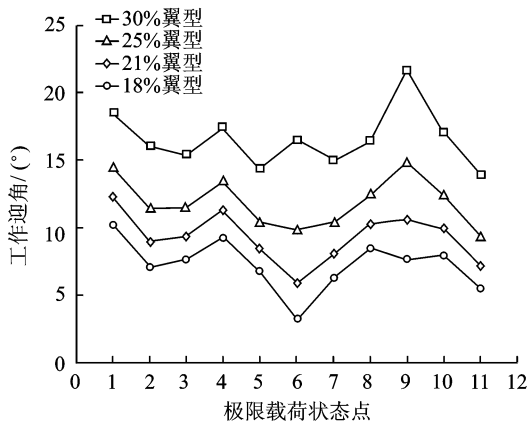


图2 叶根发生挥舞方向极限载荷时刻各翼型工作迎角

了叶片承受的极限载荷。因此,本文将这些迎角区间称为各翼型的载荷控制区,从减小载荷的角度考虑,应尽可能减小这一区间内的升阻力系数。

1.3 设计目标确定

由以上的分析可以看出,为了提高叶片的气动效率,需要对翼型效率控制区增升减阻;为了减小极限载荷,需要减小翼型载荷控制区的升阻力系数,这通常意味着需要对翼型的最大升力系数给予控制。当然这仅仅是一个很概括的描述,从提高效率上讲,发电量的计算还与风频分布有关,因而不同迎角下翼型性能的提高对发电量的贡献值不等。另外,对于薄翼型来讲,这两个控制区还有所重叠,提高效率很可能会增大载荷,这样仅从升阻力上不容易评价翼型的优劣。

为了直观地描述翼型升阻力系数的变化给叶片性能带来的影响,本文更进一步直接将翼型的性能代入到叶片性能分析工具中,计算采用新翼型后参考叶片的年发电量以及输出载荷,以发电量增大、输出载荷减小为目标来进行翼型设计。

1.4 形状约束

为了保证翼型对粗糙度的不敏感性以及尾缘处能够有良好的结构特性等其他方面的考虑,在翼

型设计过程中对翼型上表面厚度、前缘半径、尾缘区域的厚度等都进行了限制。

2 翼型的参数化表达

描述翼型的形状有很多种方法,本文选择了PARSEC方法^[8]来进行翼型参数化。这里对PARSEC方法进行了修改:为了更好地描述前缘处的形状,在上下表面引入不同的前缘半径;为了更好地控制尾缘的形状,将原来尾缘角的控制参数替换为弦长0.9处的翼型厚度。修改之后的PARSEC方法用12个具有物理意义的参数来描述翼型的形状(图3):上下表面的前缘半径(R_{up} , R_{lo})、上下表面最大厚度处坐标及曲率(X_{up} , Y_{up} , Y_{xrup} ; X_{lo} , Y_{lo} , Y_{xrllo})、上表面尾缘倾角(θ_{up})、量纲一弦长0.9处的翼型厚度($Th|_{c=0.9}$)以及上下表面尾缘厚度(Y_{te_up} , Y_{te_lo})。

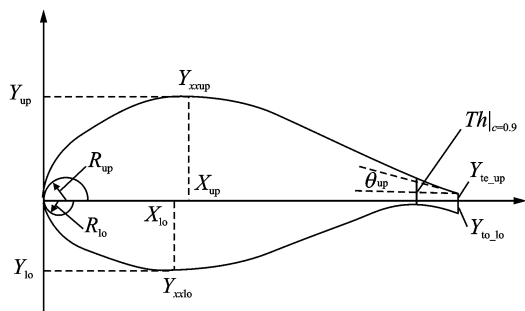


图3 PARSEC 翼型参数化方法

翼型上下表面的坐标可由式(3)确定

$$Y = \sum_{i=1}^6 a_i X^{i-1/2} \quad (3)$$

式中参数 a_i ($i=1, 2, \dots, 6$)与前述12个控制参数间的对应关系可以表达为一个简单的线性方程组。以翼型上表面为例,式(4)为确定参数 a_i 的线性方程组^[8],因此,改变控制参数就可以达到改变翼型形状的目的。

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ X_{up}^{1/2} & X_{up}^{3/2} & X_{up}^{5/2} & X_{up}^{7/2} & X_{up}^{9/2} & X_{up}^{11/2} \\ \frac{1}{2} X_{up}^{-1/2} & \frac{3}{2} X_{up}^{1/2} & \frac{5}{2} X_{up}^{3/2} & \frac{7}{2} X_{up}^{5/2} & \frac{9}{2} X_{up}^{7/2} & \frac{11}{2} X_{up}^{9/2} \\ \frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{5}{2} & \frac{7}{2} & \frac{9}{2} & \frac{11}{2} \\ -\frac{1}{4} X_{up}^{-3/2} & \frac{3}{4} X_{up}^{-1/2} & \frac{15}{4} X_{up}^{1/2} & \frac{35}{4} X_{up}^{3/2} & \frac{53}{4} X_{up}^{5/2} & \frac{99}{4} X_{up}^{7/2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{2R_{up}} \\ Y_{te_up} \\ Y_{up} \\ 0 \\ \tan(\theta_{up}) \\ Y_{xrup} \end{bmatrix} \quad (4)$$

3 设计流程

本文采用遗传算法来进行翼型的优化设计,对于每一个新的翼型形状,在算法搜索过程中采用XFOIL求解其在各个迎角 α 下的气动性能,将翼型性能数据直接替换到参考叶片中去,用动量叶素理论^[7]重新计算新叶片的年发电量、以IEC61400-1(2005)设计规范为基础,考虑多个危险工况下载荷的平均值来评估叶片新的输出载荷,并在这两者之间设置1:1的权重,进行优化搜索,优化设计流程如图4所示。

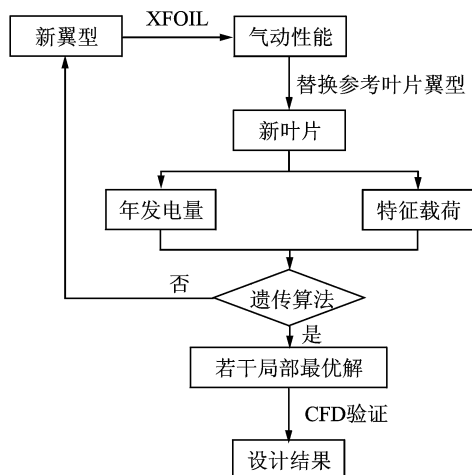


图4 翼型优化设计流程图

考虑到XFOIL求解出的翼型气动性能在小迎角下比较准确,大迎角也能给出正确的相对趋势,但仍存在一定的不确定性,本文并未将XFOIL给出的最优解作为最终设计结果,而是以其计算结果作为参考,分析整个计算过程中的所有中间结果,找出了若干个局部最优解,然后针对这些局部最优解采用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)的方法计算翼型性能,最终以CFD的结果作为评价依据。

4 翼型设计结果与分析

经过优化算法搜索并通过CFD验证后,优化设计出了各个相对厚度下的优秀翼型,分别以NewXX表示,其中数字XX代表翼型的相对厚度,新翼型的形状和几何特征参数如图5和表1所示。

以21%的翼型为例,图6比较了New21与参考翼型NACA63-421的形状区别。

New21与NACA63-421形状的区别主要在3个地方:①上表面前缘较平坦;②上表面的中部略高;③下表面最大厚度以后有所削薄,后半部分的

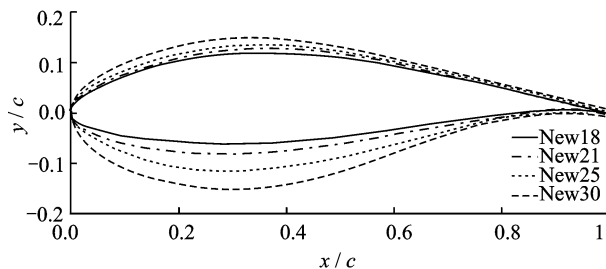


图5 新翼型的形状

表1 各翼型的几何特征参数(c 为弦长)

翼型	前缘半径/ c	上表面最大厚度/ c	上表面最大厚度位置/ c	下表面最大厚度位置/ c	尾缘厚度/ c
New18	0.016	0.119 1	0.356	0.302	0
New21	0.021	0.128 8	0.371	0.285	0
New25	0.025	0.134 7	0.359	0.295	0.60%
New30	0.058	0.149 6	0.335	0.281	1.30%

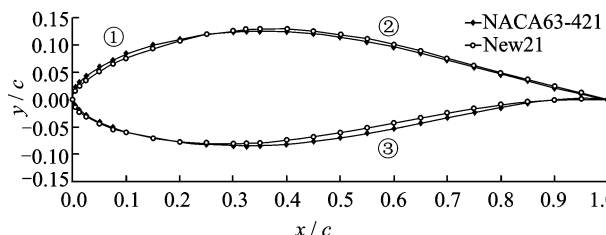


图6 New21与NACA63-421形状对比

弯度略有增大。

从图7(a,b)可以看出,小迎角下这样的气动外形改变使得升力系数有所提高同时阻力系数有所减小,升阻比增大。图7(c)揭示了性能变化的原因:由于图6③处的变化翼型取得了一定的后加载,在小迎角下同时有益于升力的增加和阻力的减小;图6②处的改变也带来了升力的增加;只有图6①处前缘处的平坦会使升力趋向于减小,但综合评价时升力系数有所增大,同时阻力系数有所减小。

大迎角下,图6③处带来的后加载优势几乎消失,图7(d)显示此时两个翼型在这部分的压力系数区别很小,同时由于阻力方向的改变,这部分上的压力在阻力方向上的分量也由负方向转向了正方向,仅有的一点后加载效应也趋向于使阻力增大;在大迎角下,两个翼型的上表面都发生了尾缘分离,使得图6②处的改变带来的增升作用几乎消失,图7(d)也可以看出,这部分的压力分布没有区别;唯一明显区别在①部分,仍然是促进了升力的减小和阻力的增大,正是由于这部分的改变限制了翼型的最大升力,使得翼型载荷控制区升力系数得到减

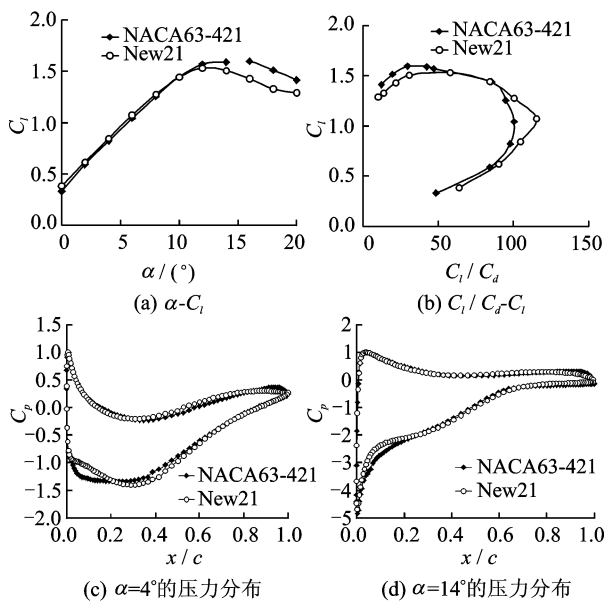


图7 New21与NACA63-421性能对比($Re=3 \times 10^6$)

小,虽然阻力系数有所增加,不过带来的效果相对于升力系数的减小仍然是小量。

表2给出了替换新翼型后叶片的综合性能。

表2 采用新翼型后叶片性能与参考叶片的对比

叶片型号	最大效率	年发电量/ ($10^6 \text{ kW} \cdot \text{h}$)	叶根特征挥舞 弯矩/ $(10^6 \text{ N} \cdot \text{m})$
参考叶片	0.478	4.22	5.55
替换 New18	0.479	4.24	5.55
替换 New21	0.48	4.24	5.55
替换 New25	0.479	4.23	5.53
替换 New30	0.479	4.23	5.52
采用全部新翼型	0.484	4.28	5.50

21%翼型升阻力系数的改变使得叶片的年发电量有所提高,不过由于它的载荷控制区比较靠前,部分与效率控制区重合,因而提高效率不可避免会带来载荷的增加。大迎角下升力系数的减小给载荷带来的降低效果不明显,在这样的情况下,叶片的输出载荷几乎没有变化。

其他翼型的CFD性能计算结果展示如图8所示:各翼型的性能改变与New21之于参考翼型的改变趋势相同。小迎角下,升力系数有不同程度的增大,阻力系数略有减小,升阻比得以提高,从而提高了叶片的发电量;对最大升力系数加以了控制,使得大迎角下的升力系数有所减小,这样控制了叶片的输出载荷。表2显示,采用新的翼型以后,参考叶片的发电量和输出载荷都有不同程度的改善,全部更换新翼型后,叶片的年发电量提高了1.4%,同

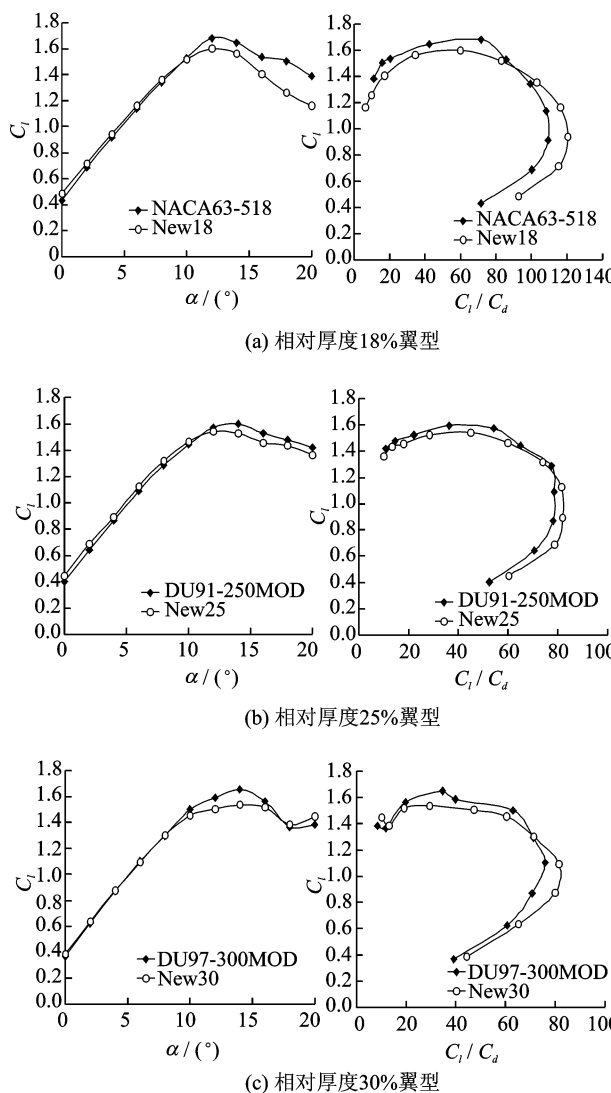


图8 其他新翼型与参考翼型性能对比($Re=3 \times 10^6$)

时载荷减小了0.9%,综合性能得到了提高。

另外,注意到参考叶片的气动外形并不就是本文新翼型族对应的最佳叶片外形,若以新翼型族再加以优化设计,得到的叶片性能应该还能有所提高。

5 结束语

本文分析了变桨型风力机叶片的运行情况,根据提高效率和控制载荷两方面的需要将翼型的工作范围分为了效率控制区和载荷控制区两部分来探讨翼型的设计目标,进而直接以叶片的发电量和输出载荷为评价指标,采用遗传算法耦合XFOIL进行翼型优化设计,最终以CFD的计算结果作为最终评价依据,设计了相对厚度从18%~30%的4个不同翼型。分析结果显示,新翼型与参考翼型相比,在效率控制区能够具有更好的升阻力特性,载

荷控制区的升力系数也得到了控制,能够使叶片的发电量有所提高,同时输出载荷有所减小。可以预见,运用新翼型设计出的叶片综合性能会更加优越。

参考文献:

- [1] Björk A. Coordinates and calculations for the FFA-W1-xxx, FFA-W2-xxx and FFA-W3. xxx Series of airfoils for Horizontal Axis Wind Turbines[R]. FFA TN 1990-15. Stockholm, Sweden: Aeronautical Research Institute of Sweden, 1990.
- [2] Tangler J L, Somers D M. NREL airfoil families for HAWT's[C]//Proc WINDPOWER'95. Washington D C:[s.n.], 1995:117-123.
- [3] Peter F, Christian B. Development of the Risø wind turbine airfoils[J]. Wind Energy, 2004, 7(2):145-162.
- [4] Timmer W A, Van Rooij R P J O M. Summary of the delft university wind turbine dedicated airfoils [R]. AIAA-2003-0352, 2003.
- [5] 白井艳,杨科,李宏利,等. 水平轴风力机专用翼型族设计[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(4): 589-592.
- [6] 程江涛,陈进,沈文忠,等. 基于最大风能利用系数的风力机翼型设计[J]. 机械工程学报, 2010, 46(24): 111-117.
- [7] Burton T, Sharpe D, Jenkins N, et al. Wind energy hand-book[M]. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2001.
- [8] Sripawadkul V, Padulo M, Guenov M. A comparison of airfoil shape parameterization techniques for early design optimization [R]. AIAA Paper 2010-9050, 2010.