

基于改进多目标粒子群算法的 风力机大厚度翼型优化设计

陈进, 郭小锋, 孙振业, 李松林

(重庆大学机械传动国家重点实验室, 重庆 400044)

摘 要: 仅以气动性能最佳为目标进行优化设计的翼型, 结构性能较差. 为了克服这一缺点, 基于改进的多目标粒子群算法(MOPSO), 提出了综合考虑气动性能和结构性能的大厚度翼型多目标优化设计方法. 针对相对厚度为40%的翼型, 应用翼型集成理论对翼型进行参数化表达, 以翼型主要攻角处的升阻比最大和翼型面对弦线轴的惯性矩最大为设计目标, 综合考虑翼型的粗糙度敏感性、失速特性及非设计工况特性, 进行翼型的多目标优化设计, 得到了 Pareto 最优解集. 分析最优解集中的翼型, 由此挑选出的新翼型在气动性能和结构性能上均比常用翼型 DU00-W2-401 有较大提高.

关 键 词: 风力机翼型; 结构性能; 气动性能; 多目标粒子群算法; 优化设计

中图分类号: TK 83; TH 12 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-3026(2016)02-0232-05

Optimization of Wind Turbine Thick Airfoils Using Improved Multi-objective Particle Swarm Algorithm

CHEN Jin, GUO Xiao-feng, SUN Zhen-ye, LI Song-lin

(State Key Laboratory of Mechanic Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China.

Corresponding author: GUO Xiao-feng, E-mail: mexf@foxmail.com)

Abstract: Considering the low structural performance of wind turbine airfoils designed just with aerodynamic performance as an optimization objective, a new multi-objective optimization method is proposed based on improved multi-objective particle swarm optimization, which balances aerodynamic and structural performance of airfoils. The airfoils with thickness of 40% are parametrically described using the wind turbine airfoil integrated theory. The optimization objectives are the maximum lift-drag ratio when designing attack angles and the maximum inertia moment about the chord axis, with such requirements as stalling characteristics, sensitivity to leading edge roughness and design lift at off-design condition considered together. The Pareto-optimal set of airfoils is obtained. The representative airfoils in the set outperform the airfoil (DU00-W2-401) in terms of aerodynamic and structural performance.

Key words: wind turbine airfoil; structural performance; aerodynamic performance; multi-objective particle swarm optimization; optimization design

在风力机叶片设计中, 叶根过渡段的形状是通过圆翼型和40%相对厚度翼型插值而得的, 40%厚度翼型对叶根过渡段的气动和结构性能有着非常重要的影响. 在风力机翼型的研究上, 国外学者研制了一系列的翼型族, 其中比较著名的是荷兰的DU系列翼型^[1], 由于其良好的气动性能, 在风力机叶片的设计中得到广泛应用. 近年来, 国

内学者也对风力机翼型设计进行了一些研究^[2-3], 重庆大学陈进等提出了一种基于广义泛函及儒科夫斯基保角变换的翼型参数化集成表达方法, 已优化出性能较好的中低厚度风力机专用翼型^[4].

由上述研究文献可知, 目前翼型的设计是以气动性能最佳为优化目标进行的单目标优化设

收稿日期: 2014-06-30

基金项目: 国家高技术研究发展计划项目(2012AA051301); 国家自然科学基金资助项目(51175526).

作者简介: 陈进(1956-), 男, 重庆人, 重庆大学教授, 博士生导师.

计;然而,作者在翼型的优化设计实践中发现,仅以气动性能最佳为目标设计的翼型前后缘相对厚度较小,翼型的结构性能较差,在设计叶片时,需要对翼型的尾缘进行增厚处理^[5]. 进一步的研究发现,对翼型进行尾缘增厚处理虽然能提高翼型的结构性能,但翼型的阻力系数也会增大,进而会降低翼型的气动性能^[6]. 依据理论力学相关理论,对于一定厚度的翼型面,其惯性矩越大,翼型的结构性能则越好. 为了使优化设计的翼型同时具有较好的气动性能和结构性能,本文提出以翼型面的二次惯性矩表征翼型的结构性能,在翼型的优化设计中,以翼型主要攻角处的升阻比最大和翼型面对弦线的惯性矩最大为目标函数,采用改进的多目标粒子群算法(MOPSO 算法),编程寻求翼型多目标优化的 Pareto 最优前沿集. 将优化结果与 DU00-W2-401 翼型进行对比分析,验证该设计及优化方法的可行性及优越性.

1 优化模型的建立

1.1 钝尾缘翼型形状表达

$$\zeta = f(z_c) = z_c + a^2/z_c. \quad (1)$$

基于儒可夫斯基变换式(1),平面 z 上的一个圆 z_c ,通过改变圆心的位置就能够变换成另一平面 ζ 上的一个翼型,如图 1 所示.

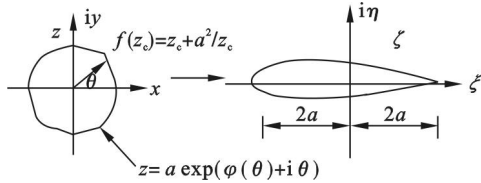


图1 翼型变换

Fig. 1 Transformation of a common airfoil

但是,实际的翼型形状并不是由简单的圆变换而得的,而是由拟圆变换而得;因此,基于西奥道生思想,提出一种拟圆的表达方法,即将 z_c 表示为

$$z_c = a\rho(\theta)\exp(i\theta). \quad (2)$$

式(2)中, $\rho(\theta)$ 即为翼型广义泛函方程(形函数),根据 Taylor 级数思想,形函数可表达为

$$\rho(\theta) = C_1 + C_2\theta + C_3\theta^2 + C_4\theta^3 + \cdots + C_k\theta^k \cdots. \quad (3)$$

改变 $\rho(\theta)$ 中的系数,就可以变换出无穷多种不同的翼型. 运用集成表达方法生成的翼型为尖尾缘翼型,为了得到钝尾缘翼型,本文采用文献[5]中的方法,从翼型最大相对厚度处开始对尾

缘进行渐进对称增厚处理, p 为翼型上下尾缘线的增厚量.

1.2 目标函数

以翼型设计攻角处粗糙和光滑条件下的综合升阻比最大、翼型面对弦长的惯性矩(I_{xx})最大为设计目标,即

$$F(x) = \max(f_1(x), f_2(x)); \quad (4)$$

$$f_1(x) = \mu_1 \cdot c_l(\alpha)/c_d(\alpha) + \mu_2 \cdot c'_l(\alpha)/c'_d(\alpha), \quad (5)$$

$$f_2(x) = I_{xx}. \quad (6)$$

式中: α 为光滑和粗糙条件下的最大升阻比攻角; μ_1, μ_2 为运行工况在光滑与粗糙条件下的权值系数, $\mu_1, \mu_2 \in [0, 1]$, 且 $\mu_1 + \mu_2 = 1$; c_l, c_d 为光滑条件下的升力和阻力系数; c'_l, c'_d 为粗糙条件下的升力和阻力系数. 以自由转换工况模拟翼面光滑条件,以固定转换工况模拟翼面粗糙条件^[1].

依据铁木辛柯梁理论,叶片的截面刚度越大,叶片抵抗弯曲变形的能力则越强. 尽管采用复合材料力学理论方法可以准确计算出叶片的截面刚度参数,然而,由于复合材料的弹性模量很大,叶片截面刚度对翼型形状变化的敏感性较差,不利于实现对翼型的优化设计. 为此,本文以翼型面惯性矩作为翼型结构性能的评价指标,在翼型最大厚度约束限制的条件下,翼型面的二次惯性矩越大,翼型前后缘形状越饱满,则翼型的结构性能就越好. 本文在优化设计中,设定翼型的截面厚度为 0.01 m,翼型截面对弦长的惯性矩 I_{xx} 可通过翼型截面对弦线轴积分求取.

1.3 设计变量和约束条件

文献[4]通过对几种翼型的形函数进行拟合发现,当拟合阶数为 11 时,拟合翼型的几何形状及气动性能与原翼型能够实现较好的吻合,因此确定用形函数 $\rho(\theta)$ 的前 11 个系数表达尖尾缘翼型. 此外,变量 p 为翼型上下尾缘线的增厚量,因此,确定设计变量为

$$X = (c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6, c_7, c_8, c_9, c_{10}, c_{11}, p). \quad (7)$$

在风力机翼型优化分析过程中,控制变量在一定范围内时,翼型的控制函数才能实现对翼型的表达,因此,建立设计变量边界约束条件:

$$X_{\min} \leq X \leq X_{\max}. \quad (8)$$

在翼型的几何形状方面,对翼型的最大厚度 t_{\max} 、最大弯度 cam_{\max} 和尾缘的最大厚度 t_{tail} 进行限制,即

$$0.375 \leq t_{\max} \leq 0.425, \quad (9)$$

$$\text{cam}_{\max} \leq 0.2, \quad (10)$$

$$0.02 \leq t_{\text{tail}} \leq 0.03. \quad (11)$$

2 优化算法

本文所用 MOPSO 算法如图 2 所示.

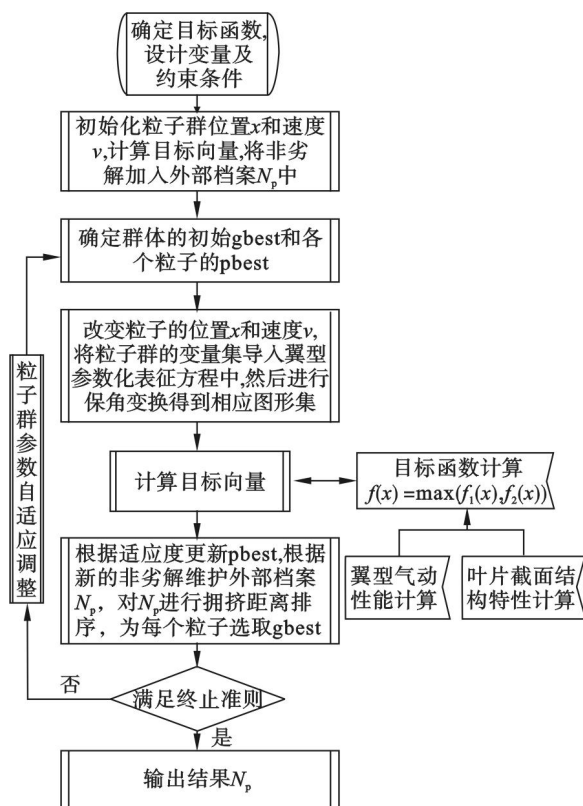


图 2 翼型多目标优化算法流程图

Fig. 2 Flowchart of multi-objective optimization method for airfoil

多目标粒子群算法是通过改进标准单目标粒子群算法得到的^[7]. 带惯性权重的粒子更新模型为

$$\left. \begin{aligned} v_{id}^{k+1} &= w \cdot v_{id}^k + c_1 \cdot r_1 \cdot (p_{id}^k - x_{id}^k) + \\ &\quad c_2 \cdot r_2 \cdot (p_{gd}^k - x_{id}^k), \\ x_{id}^{k+1} &= x_{id}^k + v_{id}^{k+1}. \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

式中: p_{id}^k, p_{gd}^k 为粒子 i 在 k 时刻个体和全局最优位置; x_{id}^k, v_{id}^k 为粒子 i 在 k 时刻的位置和飞行的速度; r_1, r_2 为均匀分布在 $(0, 1)$ 区间的随机数; w 为粒子的惯性权重参数, 表示粒子对现有状态的继承; c_1, c_2 为学习因子, 表示对自身的“认知”和对“社会”的学习.

由于标准 PSO 算法只能搜索单个全局最优解, 为了求解多目标优化问题, 需要将 Pareto 寻优策略与标准 PSO 算法相结合. 在 MOPSO 算法中, 构建外部档案集来存储非支配解, 对于每代更新的粒子, 将粒子的适应度值与外部档案集进行 Pareto 决策, 不断维护更新外部档案集, 最终得到多目标优化问题的 Pareto 解集. 对于两目标优化

问题的 Pareto 最优解可定义如下.

目标函数 $\max(f_1(x), f_2(x))$, 若 x^* 为其一可行解, 需同时满足以下两个条件: 当且仅当不存在可行解 x , 使 ① $f_i(x) \geq f_i(x^*)$, $i \in \{1, 2\}$; ② 至少存在一个 $f_j(x) > f_j(x^*)$, $j \in \{1, 2\}$. 一般情况下, 多目标优化问题存在多个最优解, 构成最优 Pareto 解集, 设计者可根据具体需要从中选取最合适的结果. 此外, 在多目标优化中, 为了避免优化过程中粒子的密集收敛, 将外部档案集中的非支配解按照密集距离进行排列, 在粒子位置更新中(式(12)), 从靠前的 10% 中随机选择一个粒子作为粒子的全局最优解^[8].

3 优化结果

根据本文改进的算法及数学模型, 用 Matlab 软件编写优化程序, 对 40% 厚度的翼型进行优化设计. 对优化参数进行如下设置: 惯性权重 w 为 0.9, 学习因子 c_1, c_2 均取 0.5, 变量维数 12, 种群大小为 40, 最大迭代次数 400. 图 3 为采用 MOPSO 算法对 40% 厚度翼型优化得到的 Pareto 最优前沿可视图.

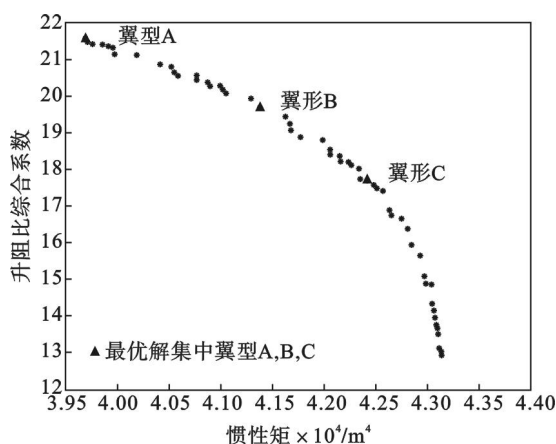


图 3 翼型 Pareto 最优前沿可视图

Fig. 3 Pareto optimal front of airfoil optimization

从 Pareto 最优解集中选取 3 个最优解翼型, 分别为翼型 A、翼型 B 和翼型 C, 其前缘和后缘形状及对比见图 4. 从几何特征上看, 翼型 B 和翼型 C 前缘部分 $(0 \sim 0.2c, c$ 为翼型弦长) 的相对厚度均比翼型 A 的大. 翼型 A 和 B 在 0.1 相对弦长处厚度分别为 0.27 和 0.291, 而翼型 C 为 0.282. 翼型的前缘厚度减小有利于翼型气动性能的提高. 在翼型的后缘部分 $(0.4c \sim 1c)$, 翼型 C 的后缘厚度比翼型 A 和翼型 B 的大, 这有利于提高叶片的截面刚度.

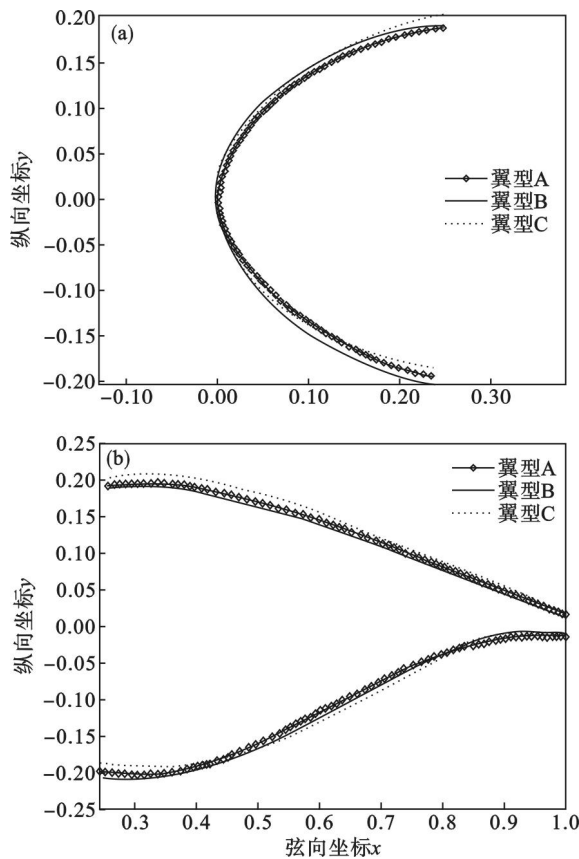


图4 优化后的翼型形状

Fig. 4 Shape of the optimized airfoils

(a) —前缘形状; (b) —后缘形状.

运用气动分析软件 RFOIL, 在相同运行工况下 ($Re = 2 \times 10^6$, $Ma = 0.15$) 对三种翼型进行气动性能计算, 并与 DU00-W2-401 的气动性能进行对比, 如图 5 所示.

此外, 优化得到的翼型与 DU00-W2-401 翼型一样在前缘部分具有较好的对称性, 从而更容易与叶根圆翼型及叶片中厚度翼型实现兼容.

在光滑条件下, 三种翼型的升力曲线在达到最大值后没有出现突然下降的情况; 在粗糙工况下, 三种翼型的升力系数曲线均有不同程度的转捩 (表现在攻角为 2° 左右时, 升力系数突然下降后上升), 其主要原因在于粗糙条件下大厚度翼型在攻角由负到正时产生气流分离, 使得升力系数突然下降. DU00-W2-401 翼型的转捩发生在 4° 攻角的位置, 翼型 A 和翼型 B 的转捩发生在 2° 攻角的位置, 翼型 C 的转捩发生在 1° 攻角的位置. 优化翼型转捩位置的提前拓宽了翼型升力曲线平稳运行的范围. 此外, 翼型 A 和翼型 B 在粗糙条件下转捩时, 升力曲线的降幅均比 DU00-W2-401 有一定的减小, 这有利于减小叶片的载荷波动.

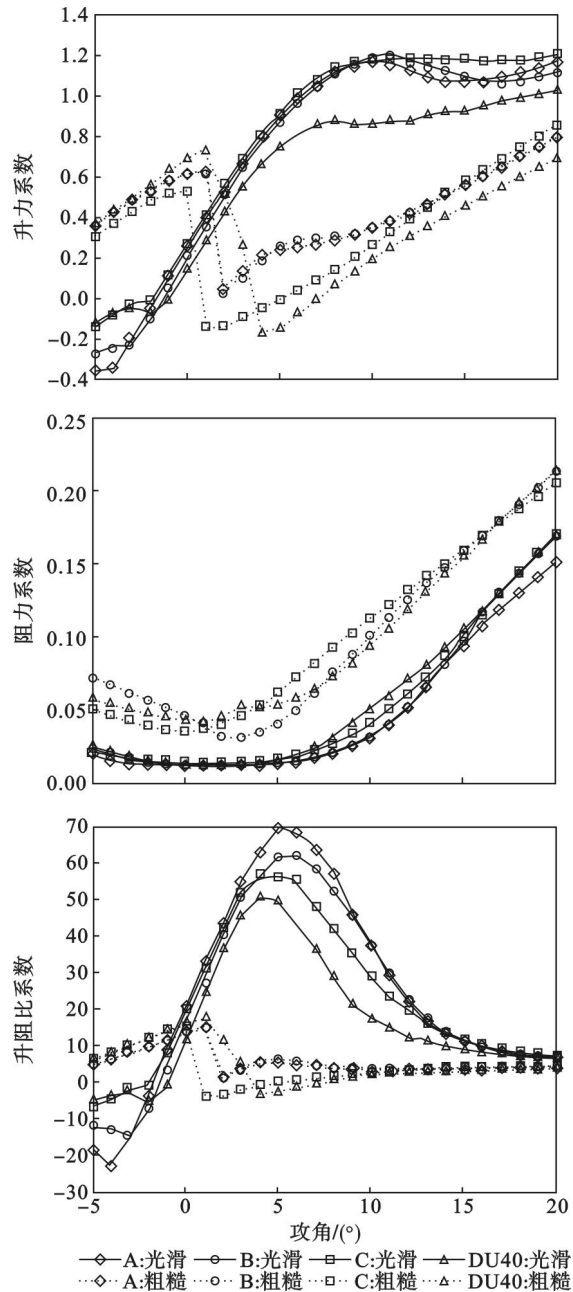


图5 不同翼型的气动性能对比

Fig. 5 Aerodynamic performance of different airfoils

将三种翼型的升力系数和升阻比系数与 DU00-W2-401 翼型进行对比, 如表 1 所示. 从中可以看出, 在光滑条件下, 翼型 A 与 DU00-W2-401 翼型相比, 最大升力系数提高了 34.33%, 升阻比系数提高了 38.62%; 翼型 B 与 DU00-W2-401 翼型相比, 最大升力系数提高了 37.2%, 升阻比系数提高了 23.51%; 翼型 C 与 DU00-W2-401 翼型相比, 最大升力系数提高了 38.12%, 升阻比系数提高了 12.56%. 表 1 也给出了几种翼型对弦线的惯性矩. 翼型 A 的惯性矩最小, 比 DU00-W2-401 翼型减小了 3.64%; 翼型 B 的惯性矩比翼型 A 增加了 4.26%, 比

DU00 – W2 – 401 翼型提高了 0.58% ;翼型 C 的惯性矩比翼型 A 的惯性矩增大了 7% . 由此可以得出,翼型 B 和翼型 C 在气动性能和结构性能上均比 DU00 – W2 – 401 翼型有所提高.

表 1 翼型的气动性能分析				
Table 1 aerodynamic performance of the airfoils				
翼型	光滑条件		粗糙条件下	惯性矩 × 10 ⁴ /m ⁴
	最大升力	升阻比系数	9° 攻角处 升阻比系数	
A	1. 17 (10°)	69. 494 (5°)	3. 510	3. 965
B	1. 195 (10°)	61. 915 (5°)	3. 638	4. 134
C	1. 203 (10°)	56. 428 (5°)	1. 959	4. 240
DU	0. 871 (9°)	50. 131 (5°)	1. 546	4. 110

注:括弧内的数据为最大升力或最大升阻比系数的攻角位置.

虽然翼型 C 的惯性矩比翼型 A 和翼型 B 有所提高,但其总体气动性能却有一定的下降,具体从图 5 中可以看出,翼型 C 的阻力系数在攻角 4° ~ 15° 范围内比翼型 A、翼型 B 和 DU00 – W2 – 401 翼型有一定的增大. 通过对最优解集中其他翼型的分析也可以看出,随着翼型惯性矩的增大,翼型的前后缘厚度增大,但翼型的气动性能会有所降低,具体表现在粗糙条件下升力系数减小和光滑条件下阻力系数增大. 综合比较四种翼型的气动和结构特性可以看出,翼型的气动性能和结构性能是相互矛盾的两个目标,偏重追求翼型的气动性能时,翼型的结构性能就会减弱;偏重翼型的结构性能时,翼型的阻力系数增大,翼型的整体气动性能变差.

4 结 语

基于改进的 MOPSO 算法,提出了综合考虑气动和结构性能的翼型多目标优化设计方法. 对 40% 厚度的风力机翼型进行多目标优化设计,得到了 Pareto 最优解集,将最优解集翼型与现有常用翼型 DU00 – W2 – 401 进行对比和分析,表明

使用本文的优化方法可以设计出气动性能和结构性能均比 DU00 – W2 – 401 有所提高的新翼型. 使用本文提出的翼型多目标优化方法,设计者可以依据使用要求和决策偏好,从最优解集中选择翼型,避免了一般单目标优化中权重因子的确定问题. 本文的研究为风力机大厚度翼型的优化设计提供了一种实用有效的新方法,设计的翼型有助于提高叶片根部过渡段的气动和结构性能,具有较高的工程应用价值.

参考文献:

[1] Timmer W A, van Tooij R P J O M. Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2003, 125 (4) : 488 – 496.

[2] 黎作武, 陈江, 陈报, 等. 风力机叶片的先进翼型族设计 [J]. *空气动力学报*, 2012, 30 (1) : 130 – 136.

(Li Zuo-wu, Chen Jiang, Chen Bao, et al. Design of advanced airfoil families for wind turbines [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30 (1) : 130 – 136.)

[3] 乔志德, 宋文萍, 高永卫. NPU – WA 系列风力机翼型设计与风洞实验 [J]. *空气动力学报*, 2012, 30 (2) : 260 – 265.

(Qiao Zhi-de, Song Wen-ping, Gao Yong-wei, et al. Design and experiment of the NPU-WA airfoil family for wind turbines [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30 (2) : 260 – 265.)

[4] 陈进, 张石强, Eecen P, 等. 风力机翼型参数化表达及收敛特性 [J]. *机械工程学报*, 2010, 46 (10) : 132 – 138.

(Chen Jin, Zhang Shi-qiang, Eecen P, et al. Parametric representation and convergence of wind turbine airfoils [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46 (10) : 132 – 138.)

[5] Standish K J, Dam C P V. Aerodynamic analysis of blunt trailing edge airfoils [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2003, 125 (4) : 479 – 487.

[6] Baker J P, Mayda E A, Dam C P V. Experimental analysis of thick blunt trailing-edge wind turbine airfoils [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2006, 128 (4) : 422 – 434.

[7] Cagnina L, Esquivel S, Coello C A. A particle swarm optimizer for multi-objective optimization [J]. *Journal of Computer Science and Technology*, 2005, 5 (4) : 204 – 201.

[8] Raquel C R, Naval P C. An effective use of crowding distance in multi-objective particle swarm optimization [C] // *Proceedings of the 2005 Conference on Genetic and Evolutionary Computation*. New York: ACM, 2005 : 257 – 264.