

风力机翼型参数化方法

宋显成¹ 陈江¹ 杜刚¹ 曹人靖²

(1. 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 北京, 100191; 2. 中国明阳风电集团有限公司, 中山, 528437)

摘要:为满足开发高性能风力机专用翼型所需,提出一种风力机翼型参数化表达方法。首先,基于计算几何理论,开发了一类带形状可调参数的广义 Bézier 曲线,该曲线不仅保持了 Bézier 曲线良好的特性,而且具有维持控制多边形不变而实现形状可调的能力,能够更灵活地表达几何外形。然后,针对风力机翼型特点,将此类曲线进行可控性改进,发展了一种风力机翼型参数化表达方法。最后,通过表达常用翼型,以及同其他表达方法进行外形拟合对比,验证了新方法具备全面细致的表达能力,进一步以拟合 DU93-W-210 为标准算例,与其他方法进行气动特性的吻合表现对比,最终验证了新方法的有效性。

关键词: 风力机; 翼型; 参数化; 可控性; 广义 Bézier 曲线

中图分类号: TG662 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2012)03-0301-06

Parametric Representation Method for Wind Turbine Airfoils

Song Xiancheng¹, Chen Jiang¹, Du Gang¹, Cao Renjing²

(1. School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing, 100191, China;

2. China Mingyang Wind Power Group Co. Ltd., Zhongshan, 528437, China)

Abstract: In order to meet design requirement of high-performance tailored airfoil for wind turbine rotor blades, a parametric representation method for wind turbine airfoil shape is presented. Firstly, based on computational geometry theory, a class of Bézier curves with shape parameter are developed. These curves is more flexible to express geometry profile because they have good features inherently possessed by the Bézier curves and the ability of shape adjustability maintaining the feature polygon. Secondly, the controllability is improved considering the characteristics of wind turbine airfoils. A novel parametric representation method for wind turbine airfoils is developed. Finally, with the comparison results of the comprehensive and detailed representation ability shown through fitting typical wind turbine airfoils, the effectiveness of the method is proved.

Key words: wind turbine; airfoil; parametric representation method; controllability; general Bézier curve

参数化是风力机翼型优化设计的基础环节,贯穿于风力机翼型设计的全过程,对翼型的设计效率和设计质量意义重大,对风力机气动设计具有深远影响。开发高性能的风力机专用翼型需要有性能优越的参数化方法支持。

性能优越的风力机翼型参数化方法应兼具以下两种表达能力:(1)完备性,即参数化方法应尽

可能全面地表达出设计所需翼型几何;(2)可控性,即参数化方法能够灵活有效地表达出符合设计意图的具体外形。目前较为常用的翼型参数化方法主要有 PARASEC 方法、Hicks-Henne 方法和 B 样条方法等。

Sobieczky^[1]提出了 PARSEC^[2]翼型参数化方法,通过直接控制翼型特征几何参数来提高可控

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;广东省教育部产学研合作专项资金计划(2010A090200062)资助项目。

收稿日期:2011-07-20;修订日期:2011-12-03

通讯作者:陈江,男,教授,博士生导师,1963年出生,E-mail:chenjiang27@yahoo.com.cn。

性,从而实现新翼型的设计。经长期使用发现,这种方法在翼型前、尾缘处达不到很好的表达效果,尤其容易出现上下翼面交叉的尾缘形状,究其原因这是由于所采用的型函数完备性不足所致。

Hicks-Henne^[3]是目前比较流行的一种翼型参数化表达方法。Hicks-Henne方法采用扰动型函数对设计空间进行参数化,极大地减少了设计变量个数,并对一些几何约束可进行显式控制,方便局部优化。但是这些函数的缺点是不正交,尽管有显著的可控性,但完备性不好,有时会找不到优化解,尤其在做反问题的时候,对于实际存在的压力分布,就不一定可保证获得反问题的设计几何解。

B样条是当今工业上广泛应用外形设计方法。丹麦RISØ国家实验室曾借助B样条曲线对风力机翼型进行集成表达,进而优化设计了一系列风力机专用翼型^[4]。B样条参数化方法理论上具有很好的完备性,而且具有很好的局部调整特性。然而,应用B样条曲线表达风力机翼型需众多控制变量,一般要用到20个左右,不易控制,容易出现型线波动,且变量对前、尾缘的表达不直观。虽然可以采用隐式光顺处理等措施抑制这些情况发生,但又使得计算繁复耗时,不利于翼型设计。

本文首先根据计算几何^[5-6]理论,将具有完备性和端点特性的Bézier曲线^[7]扩展成带形变参数的广义形式,使其能维持控制多边形不变而实现形状可调,抑制“牵一动百”现象发生,更灵活地表达几何外形。然后,基于此类曲线,结合风力机翼型的实际特点,作可控性强化改进,发展了一种风力机翼型参数化表达的方法,并对其有效性进行验证。

1 带形状参数的广义Bézier曲线

以Bernstein多项式为调配基函数的Bézier曲线是一种具有很好的完备性的参数曲线。它具有许多优良的性质(如对称性、凸包性、几何不变性等),在工业界和CAGD(计算机辅助几何设计)学术界被广泛应用。但是,这种曲线存在其不足之处:(1)调配基函数的选择直接影响其对曲线逼近精度;(2)对Bézier曲线局部调整时,对曲线全局牵连作用较大。克服这些不足的有效手段是研究开发新型的调配基函数。

结合风力机翼型设计需要,采用如下的方法来开发新型调配基函数,即向Bernstein基函数中扩充带参数的多项式项,将原Bézier曲线向广义扩展。扩展原则是保证扩展后的基函数仍为自由曲线基函数。根据计算几何理论,自由曲线基函数应满

足以下两个条件:

$$(1) \sum_{j=0}^2 B_{i,j}(t) = 1$$

$$(2) B_{i,j}(t) \geq 0 (t \in [0, 1], j=0, 1, 2)$$

其中, $t \in [0, 1]$, $B_{n,j}(j=0, 1, \dots, n)$ 为自由曲线基函数项, n 为基函数的阶次。

符合以上两个条件的扩展形式不唯一,这里选用次数升一阶的广义扩展形式,以增加曲线表达的完备性。其最低次(3次)表达如下

$$\begin{cases} B_{2,0}(t) = b_{2,0} - \mu(1-t)^2 \\ B_{2,1}(t) = b_{2,1} + \mu(1-t) \\ B_{2,2}(t) = b_{2,2} - \mu(1-t)t^2 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $t \in [0, 1]$, $b_{2,j}(j=0, 1, 2)$ 为Bernstein基函数, $-2 \leq \mu \leq 1$ 为形状可调参数。

因式(1)为自由曲线基函数,所以,基于式(1)的曲线除了与Bézier具有类似的性质,如非负性、线性无关性、权性、单峰性、端点插值(曲线过特征多边形的起点和终点)、端点相切(曲线在端点处与特征多边形相切)、保凸性等外,还可以实现在控制点不变的情况下,通过参数 μ 调整曲线形状,这给曲线的灵活控制提供了方便。当 $\mu=0$ 时,曲线退化为Bézier曲线。

以上给出的是这类曲线的最低次形式,对于其任意次形式可应用德卡斯特罗算法递推得出。

2 广义Bézier曲线强控参数化方法

为了能使上述曲线很好地应用到风力机翼型表达当中,根据风力机翼型特点,将其递推到具有8个控制点的8次形式

$$\begin{cases} B_{7,0}(t) = b_{7,0} - \mu(1-t)^7 \\ B_{7,1}(t) = b_{7,1} + \mu(1-t)^6(1-5t) \\ B_{7,2}(t) = b_{7,2} + \mu(1-t)^5t^2(4-9t) \\ B_{7,3}(t) = b_{7,3} + 5\mu t^3(1-t)^5 \\ B_{7,4}(t) = b_{7,4} + 5\mu t^4(1-t)^4 \\ B_{7,5}(t) = b_{7,5} - \mu(1-t)^2t^5(5-9t) \\ B_{7,6}(t) = b_{7,6} - \mu t^6(1-t)(4-5t) \\ B_{7,7}(t) = b_{7,7} - \mu t^7(1-t) \end{cases} \quad (2)$$

式中各个参数意义与式(1)类同,此时 $-7 \leq \mu \leq 1$ 。

由于这类曲线本身具有很好的完备性,所以使其能够表达风力机翼型的改进研究主要在于可控性。首先,将型线分为上下两部分,起点固定在前缘点(0,0),终点横坐标为1,其他控制点的横坐标也相应固定。然后从以下3个区域进行余下参数的简化和改进。

2.1 前缘区可控性强化

前缘区是风力机翼型的一个关键区域,对翼型的气动性能有重要影响。风力机翼型前缘区型线主要满足以下结构特征:形线过前缘点;前缘切线与弦垂直;由前缘圆弧逐渐向后光顺地向翼中过渡。而上述曲线恰好具有端点插值、端点相切和全局性逼近特征多边形的特性,所以,使其近似表达前缘区形线无需过多控制,只需维持前两特征边近似成一等腰直角三角形便可实现,如图1所示。具体做法是,对于上翼形线,使第一特征边与翼弦垂直,第二特征边与翼弦平行,两边成一固定比例关系(可在1.11~1.18之前取值)。下翼形线前缘控制结构是上翼的对称,如此可保证前缘的二阶连续。这样,整体前缘区只需通过伸缩纵向直角边即可实现表达。其长度R比前缘半径略大,是前缘半径的近似体现,方便优化控制。而且,通过调节形变参数可使这种近似表达向深度逼近,还可抑制对其他区域变形干涉,表达更具完备性。前缘区这样改进后,减少了控制变量,增加了可控性。计算分析表明,这样的改进行之有效,逼近精度满足设计需要,强化可控性的同时不失完备性。

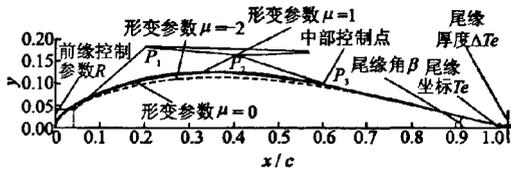


图1 广义 Bézier 曲线强控参数化方法示意图

2.2 尾缘区的可控性强化

尾缘区是翼型的另一重要局部区域,很多重要的流动现象都源于尾缘区,尾缘区对气动性能有重要影响^[4]。尾缘区型线主要满足以下结构特征:尾缘厚度、尾缘角、尾缘坐标以及尾缘附近型线的光顺过渡性。因为,新曲线在尾缘区具有端点特性,所以,对尾缘区的强控改进,只要将尾缘角β、尾缘厚度ΔTe和尾缘坐标Te这些重要的几何特征直接作为控制变量,参见图1。另外,曲线具有良好的光顺性,能够满足尾缘区的光顺要求。引入的形变参数还可以抑制尾缘对翼型其他区域的变形牵连,更具优化的灵活性。

2.3 中部区域的隐式约束强控

参数化方法对这一区域的表达应保持其平滑光顺的稳定形式,避免出现型线波动。曲线经前、尾缘改进后,在中部只剩3个控制点,对其约束以抑制型线波动就变得特别容易。结合曲线具有逼近特

征多边形的特性,根据隐式曲线的点线关系判别条件,以P₂偏离直线P₁P₃的程度,制定线性规划

$$\delta_1 \leq \varphi(x, y) |_{P_2} \leq \delta_2 \quad (3)$$

式中:φ(x, y)为直线P₁P₃的隐式曲线表达式;δ₁和δ₂为约束的上下界限。

以式(3)约束强控简单易行,针对性强,实验对比表明,抑制缺陷样本效果显著,且几乎无完备性牺牲。

经以上改进,表达翼型的参数个数显著减少,即上下翼型线各4个控制参数(3个中间控制点、1个形状可调参数),1个前缘控制参数R和4个尾缘特征参数,共13个参数。其参数化翼型直观全面,灵活易控,尤其能以较少参数针对局部优化。

3 参数化方法有效性验证

拟合是验证参数化方法的直接有效途径。性能优越的参数化表达方法不但能全面细致地拟合翼型外形,而且相应的气动特性也应吻合一致。所以,通过拟合验证新方法的有效性主要考察两个方面,即几何外形的拟合表现和相应的翼型的气动特性的吻合表现。

3.1 几何外形的拟合表现

参数化方法表达能力的最直观体现是对几何外形的逼近程度。应用新方法和其他参数化方法(PARASEC、B样条和Hicks-Henne),将广泛应用于风力机叶片的多翼型进行了最小二乘法拟合,其中包括,NACA四位数字系列,NACA63, 64, 65系列翼型族,荷兰的DU系列翼型族,瑞典的FFA-W3系列翼型族,NREL的S系列翼型族等^[9]。图2显示了从中选取的5种典型翼型的新方法拟合结果。表1列出了5种典型翼型的拟合精度的对比数据,精度的标准为残差的标准偏差。为充分满足可比性,各种方法均选用13个左右的变量。

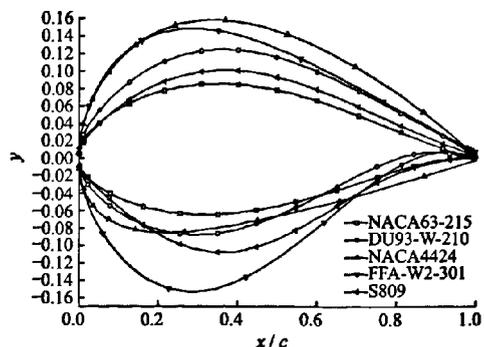


图2 新方法对常用风力机翼型的集成表达

表1 不同参数化方法拟合精度表 $\times 10^{-4}$

翼型	参数化方法			
	PARASEC	Hicks-Henne	B样条	新方法
S809	12.142 28	13.644 780	10.256 710	12.782 210
NACA63-215	8.404 166	13.361 700	4.890 961	4.255 878
NACA4424	3.396 322	5.840 698	6.365 581	2.317 946
FFA-W2-301	7.943 188	24.375 980	9.407 861	7.357 370
DU93-W-210	7.903 164	8.922 444	7.788 774	4.996 849

从表1可以看出,Hicks-Henne方法由于完备性不足,其对大部分翼型的拟合精度明显不及其他方法。PARASEC方法虽有较强可控性,但因完备性的不足,其对大部分翼型拟合精度不及B样条方

法和新方法,B样条方法具有良好的完备性,但其可控性的不足,导致其拟合精度不及新方法。新方法除了S809^[10]翼型的拟合精度不及PARASEC和B样条外,其余的拟合精度都优于其他3种方法。这反映了新方法具有更好的表达完备性,较B样条方法更具可控性。也体现了新方法表达风力机翼型的广泛性和通用性。

为了验证新方法对翼型的细致表达能力,尤其对前、尾缘区的表达能力,以拟合DU93-W-210为标准算例,绘出各方法拟合残差图,见图3。同时为便于观察比较,给出各方法拟合出的翼型与原翼型在前、尾缘区的外形对比放大图。

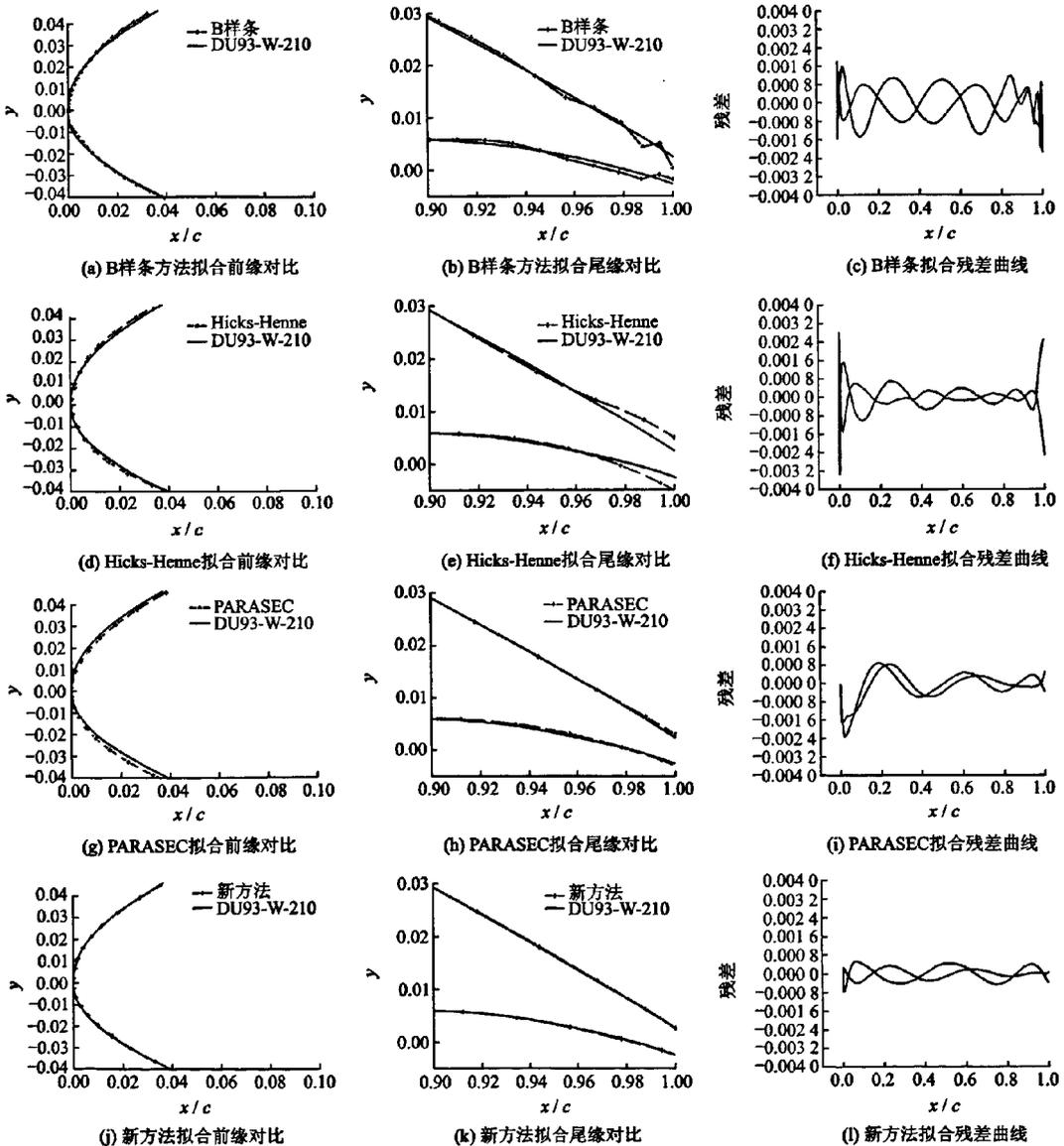


图3 参数化方法拟合的几何外形和残差对比图

从残差曲线可以看出,新方法较其他方法更好地逼近了整个翼型型线,尤其前、尾缘处几乎与原翼型尾缘完全重合,而其他3种方法都不同程度的出现了前、尾缘拟合不足。其原因主要是新方法兼具完备性和良好的可控性,所以能更精确的逼近原翼型。

3.2 气动特性的吻合表现

翼型参数化的最终目的是能用之全面灵活地搜索翼型的气动特性,气动特性与外形一一对应,外形的微小差别都可能导致气动特性的显著不同,所以,只考察外形的逼近表现是不全面的,参数化方法的验证还须考察其与被拟合翼型的气动特性的吻合能力。用4种方法分别对标准翼型DU93-W-210进行拟合,采用在翼型设计中已经成熟应用的XFOIL软件,分别对4种方法的拟合结果进行分析计算,并与原DU93-W-210的气动特性(升力、阻力、力矩、升阻特性)结果进行对比,见图4。

由图4可以看出,B样条和Hicks-Henne方法由于前、尾缘的严重拟合不足,尤其B样条方法在尾缘区出现严重的型线波动,最终导致两种方法拟合出的翼型的气动力曲线大幅度偏离原翼型的气动力曲线。PARASEC方法尽管只出现了轻微的拟合不足,但其升阻比也出现较明显的偏差。新方法由于能够对翼型全面细致地逼近,避免了前、尾缘的拟合不足,除力矩系数曲线外,其余气动力曲线都与原翼型的差别很小。

研究发现,前、尾缘是气动敏感区,轻微的前、尾缘的拟合不足都容易导致很大气动特性偏差,一般的参数化方法都较容易在前、尾缘拟合不足,而新方法由于具有良好的完备性,又直接以前、尾缘的特征几何量作为控制参数,并对翼中进行针对性约束,同时引入了能够灵活调控的形状参数,强化了表达可控性,因此能够全面细致地表达翼型,尤其在翼型的前、尾缘达到了明显较好的表达效果,气动特性也吻合得较好,证明了新方法的有效性。统计分析发现,当翼型各区的拟合残差绝对值都在 8×10^{-4} 以内时,用拟合翼型即可代替原翼型进行设计和分析。

4 结 论

(1)基于计算几何理论,扩展出一种灵活可调的带形变参数的广义Bézier,并结合风力机翼型的实际特点将其进行强控改进,发展了一种风力机翼

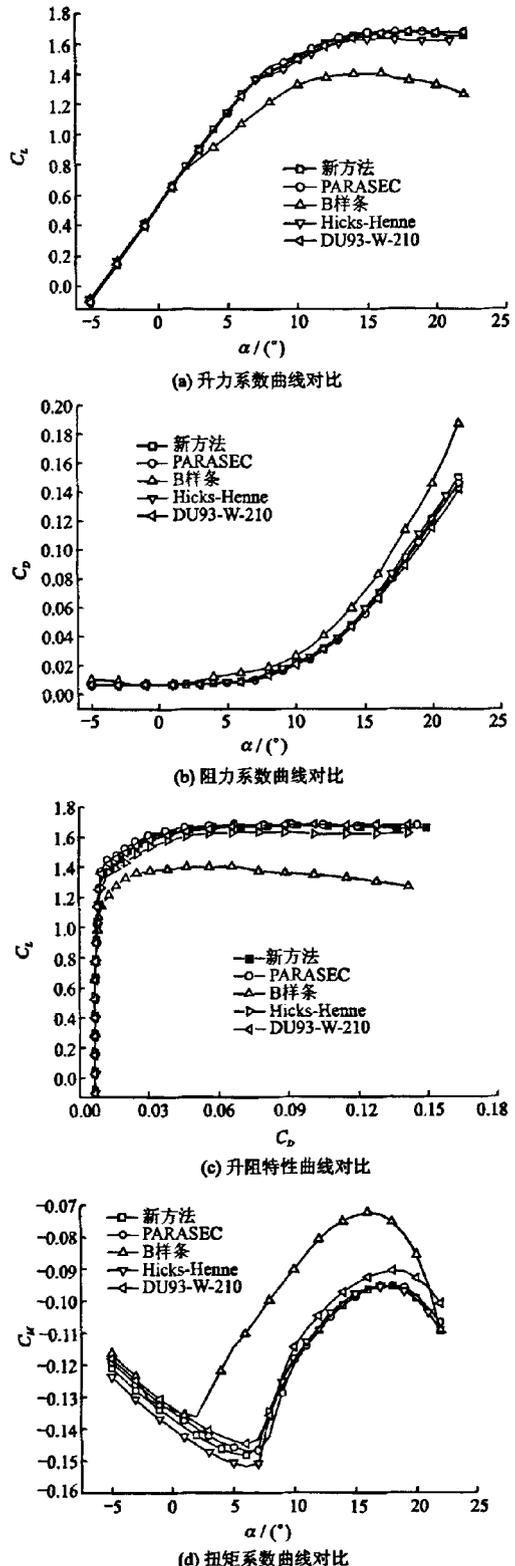


图4 参数化方法气动性能收敛对比图

型参数化表达方法。通过表达常用翼型,以及同其他表达方法进行外形拟合能力对比和气动特性的吻合表现对比,验证了新方法能够其全面、细致、灵活地表达风力机翼型。

(2)性能优越的参数化方法应兼具完备性和可控性两个关键要素。若完备性不足容易导致漏解,甚至无解;若可控性不足容易出现缺陷样本、解的发散等。

(3)在保证完备性的前提下,有针对性和灵活性地表达重要几何要素是提升可控性的有效途径。前、尾缘是风力机翼型的重要区域,通过直接以前、尾缘的特征几何尺寸作为控制参数,可提高参数化的表达能力。

(4)新方法为风力机专用翼型的设计理论和方法研究拓宽了思路,并为类似的参数化外形问题的研究提供了参考。

参考文献:

- [1] Sobieczky H. Parametric airfoils and wings [J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics, 1998, 68(1): 71-88.
- [2] Sobieczky H. Computational methods for the design of adaptive airfoils and wings[J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics, 1979, 2(1): 269-278.
- [3] Hicks R M, Henne P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15: 407-412.
- [4] Fuglsong Phak C. Development of the Risø wind turbine airfoils [J]. Wind Energy, 2004, 7(2): 145-162.
- [5] 苏步青,刘鼎元. 计算几何[M]. 上海:上海科学技术出版社,1981.
- [6] Farin G. Curves and surfaces for computer aided geometric design [M]. New York: Academic press, 1988: 1-273.
- [7] Chen Q Y, Wang G Z. A class of Bézier like curves [J]. Computer Aided Geometric Design, 2003, 20(1): 29-39.
- [8] 马林静,陈江,杜刚,等. 尾缘厚度对风力机翼型气动特性影响参数化研究[J]. 太阳能学报, 2010, 31(8): 1061-1066.
Ma Linjing, Cheng Jiang, Du Gang, et al. Parametric research on influence of trailing edge's thickness to aerodynamic performance for wind turbine airfoils [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2010, 31(8): 1061-1066.
- [9] Somers Dan M. Design and experimental results for the S814 airfoil [R]. NREL/SR-440-6913. Springfield; NTIS, 1997.
- [10] Somers Dan M. Design and experimental results for the S809 airfoil [R]. NREL/SR-440-6918. Springfield; NTIS, 1997.