

文章编号: 0258-1825(2012)02-0260-06

# NPU-WA 系列风力机翼型设计与风洞实验

乔志德, 宋文萍, 高永卫

(西北工业大学, 翼型、叶栅空气动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710072)

**摘要:**针对兆瓦级大型风力机,研究发展了以具有更优良高雷诺数和高升力气动性能为特点的 NPU-WA 翼型族,风洞实验表明,该翼型族达到了在高雷诺数、高升力条件下实现高升阻比和外侧翼型对粗糙度不敏感的主要设计要求,为我国自主研发大型风力机提供了可以实际使用的翼型几何数据和雷诺数范围内  $1.0 \times 10^6 \sim 5.0 \times 10^6$  的风洞实验数据。

**关键词:**NPU-WA 翼型族;翼型设计;风洞实验

**中图分类号:**TK83      **文献标识码:**A

## 0 引言

风力机叶片设计是风力发电机组设计的一项核心技术,构成叶片的翼型是叶片设计的基础,20世纪90年代以前,风力机叶片设计通常使用已有的传统翼型,如4位数字NACA44系列和NACA63或64系列翼型<sup>[1-2]</sup>,自从1980年代后期以来,西欧和美国进行了专门用于风力机的先进翼型设计研究,瑞典宇航研究院20世纪90年代设计了FFA-W3-211、FFA-W3-241和FFA-W3-301三个较厚的翼型,荷兰Delft大学在1992年和1993年设计了相对厚度分别为25%、21%的DU91-W2-250和DU93-W2-210翼型,此后设计了相对厚度分别为18%的DU95-W-180、DU96-W-180翼型和30%的DU97-W-300翼型,形成了相对厚度18%到40%的DU翼型系列<sup>[3]</sup>,丹麦RISØ国家实验室在90年代后期发展了由RISØ-A1-18, RISØ-A1-21和RISØ-A1-24三个翼型组成的RISØ风力机翼型系列,在2000年之后针对大型风力机设计了具有更高设计升力的RISØ-B1族翼型<sup>[4]</sup>。但上述翼型缺乏较高雷诺数下的实验验证,目前还主要用于中、小风力机叶片设计。

1984年美国可再生源国家实验室(NREL)开展了风力机翼型族的设计研究,到90年代,为各类风力机发展了不同性能的,从根部到叶尖的,能适应结构要求的9个翼型族<sup>[2,5]</sup>,这些新翼型的采用,使发电机

组年发电量增加了10%~35%。由于是针对当时的中、小型风力机设计的,其设计升力和最大升力系数都不很高。

美国Sandia国家实验室在2004年发表了大型风力机创新叶片的设计技术报告<sup>[6]</sup>,提出了把新翼型作为4项关键技术之一的大型风力机叶片创新设计新概念,所有4项关键技术都指向一个主要目标:在获得高空气动力学性能的条件下,减少叶片重量。所提出的一个2.4MW,直径104m的风力机设计方案中,叶片大部分剖面雷诺数都超过 $5.0 \times 10^6$ 。

风力机叶片的重量和费用正比于半径的2.4次方,而发电量正比于风力机半径的平方,所以随风力机功率增加,风力机尺寸将会有更快的增加,更大的尺寸意味着更高的运行雷诺数、更大的重量、更大的阵风风载及伴随的振动和疲劳限制。因此大型风力机叶片的主要技术要求是:减少叶片重量,以减少包括制造费用和运输成本在内的发电成本,减少惯性载荷、阵风载荷以及相应的系统载荷;并提高叶片的风能捕获能力。由于大型风力机运行工况下叶片主要剖面具有很高的雷诺数,因此要求翼型在高雷诺数时具有高的气动性能,此外,大型风力机还要求翼型具有更高的设计升力,这是因为高设计升力可以减少实际(减少叶片弦长)以减少叶片面积,从而可以减少叶片重量、节约制造和运输成本,并减轻阵风载荷和惯性载荷;还有,高设计升力有利于在低于平均风速的

\* 收稿日期:2011-10-21; 修订日期:2011-12-30

基金项目:国家高技术研究发展计划(863计划)(2007AA05Z448)

作者简介:乔志德(1936-),男,西北工业大学教授,博士生导师,主要从事翼型、机翼设计与计算空气动力学研究. E-mail: zdqiao@nwpu.edu.cn

使用周期内提高风能捕获能力,以增加风力机的年发电量。由上述可见,大型风力机翼型应该在在更高的雷诺数和更高的设计升力下具有更好的空气动力特性。目前国内外风力机翼型的设计升力系数大都小于1.0,除个别翼型外,风力机翼型族的实验雷诺数都没有超过 $3.0 \times 10^6$ ,所以研究发展经过实验验证的高雷诺数、高设计升力风力机翼型族,可以导致设计出具有创新性的高性能大型风力机叶片。

我国过去缺乏以厚翼型为特点的风力机翼型设计与计算方法研究;缺乏可减轻风力机叶片阵风过载的翼型设计与计算方法研究,也没有开展风力机翼型族的设计研究,没有具有知识产权的风力机翼型族,特别是没有可供兆瓦级和多兆瓦级大型风力机叶片设计使用的翼型族,严重影响了我国风电工业的发展。

NPU-WA 风力机翼型族是针对变距或变转速大型风力机叶片,使用计算流体力学方法设计的,并在NF-3 低速翼型风洞中进行了从 $1.0 \times 10^6$ 到 $5.0 \times 10^6$ 的5个不同雷诺数的风洞实验,与已有国外风力机翼型较低雷诺数实验数据相比,给出具有更高雷诺数的、更完整的气动性能实验数据。

## 1 NPU-WA 翼型设计方法

在风力机翼型设计中综合使用了课题组多年来研究发展的翼型设计与计算方法,这些方法的详细描述见所给出的相应参考文献,这里简介如下:

### (1) 反设计方法

按给定目标压力分布的翼型反设计方法<sup>[13]</sup>,用于给定较小迎角(或较低设计升力系数)时的目标压力分布设计翼型;基于亚声速速势方程的混合边界条件翼型设计方法<sup>[7]</sup>,用于根据部分表面给定目标压力分布,部分表面给定几何外形的设计要求设计翼型;N-S 方程翼型设计方法<sup>[13]</sup>,用于大迎角(或高升力)条件下,给定目标压力分布设计翼型,适用于各种迎角和雷诺数。

### (2) 翼型优化设计方法

通过采用多目标优化方法基于雷诺平均 N-S 方程<sup>[9-10]</sup>、低速线化速势方程或跨声速全速势方程一附面层迭代方法进行优化设计<sup>[8]</sup>。优化目标是提高翼型在高升力和高雷诺数下的升阻比,并将中等升力系数、较低雷诺数等非设计条件以及翼型力矩系数及翼型相对厚度作为需要满足的约束条件。

### (3) 人-机对话修改设计<sup>[13]</sup>

通过计算机屏幕直接修改翼型几何外形,通过对

修形后翼型的气动特性计算检验修改效果,由于优化方法难以使翼型外形有大的改变,所以允许较大修改量的人-机对话修形是优化方法的必要补充,同时也是进行适当修形以满足非设计条件的补充手段。

### (4) 校核计算方法<sup>[13-15]</sup>

对使用上述方法设计的翼型进行设计条件和非设计条件下的校核计算,在小迎角(或低升力)时,主要使用 XFOIL 计算软件,在大迎角(或高升力)使用课题组研究发展的雷诺平均 N-S 方程计算方法。

图1给出所设计的NPU-WA-210翼型在设计工况下压力分布与国外同类风力机翼型的比较。

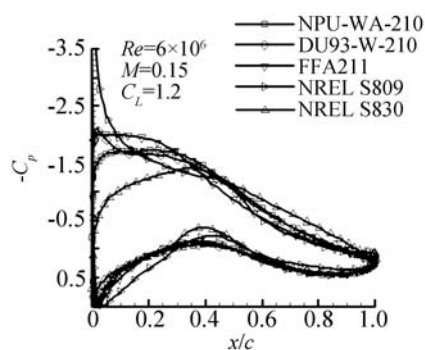


图1 设计升力和设计雷诺数下NPU-WA-210翼型与其他风力机翼型压力分布计算比较

Fig. 1 Comparison of the design pressure distribution of NPU-WA-210 with the other airfoils

## 2 NPU-WA 翼型族翼型的名称和几何外形

图2给出了NPU-WA风力机翼型族的几何外形,根据设计技术要求,该风力机翼型族的相对厚度分别为0.15、0.18、0.21、0.25、0.30、0.35和0.40弦长,共7个翼型,分别被命名为:NPU-WA-150、NPU-WA-180、NPU-WA-210、NPU-WA-250、NPU-WA-300、NPU-WA-350和NPU-WA-400。NPU-WA翼型编号最后三位数字中的前两位表示相对厚度,最后一位“零”表示该翼型为初次设计,若为第一次修改设计则为1,以此类推。编号中的“NPU”表示该翼型族是由西北工业大学研究发展的,“WA”表示该翼型族是为风力机设计的专用翼型。弦长C为100时,不同相对厚度翼型的后缘厚度见表1。

表1 不同相对厚度翼型的后缘厚度

Table 1 Trailing edge thickness of airfoils with different relative thickness

15%	18%	21%	25%	30%	35%	40%
0.5	0.45	0.5	0.9	1.7	2.4	3.0

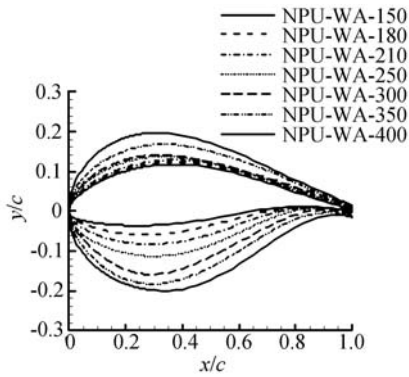


图2 NPU-WA 风力机翼型族  
Fig.2 NPU-WA wind turbine airfoil family

### 3 NPU-WA 风力机翼型族的风洞实验

NF-3 风洞为直流闭口式全钢结构风洞,有三个可更换实验段,洞体长 80m,二元实验段宽 1.6m、高 3m、长 8m。风速为 15m/s~120m/s,湍流度 0.045%。试验用的翼型模型均为钢质骨架木质结构模型,模型展长 1.595m,弦长 0.8m,模型在风洞中的安装情况如图 3 所示。在翼型模型上下表面开静压孔,测量表面的压力,用于计算翼型的升力和俯仰力矩;在距模型后缘 1.2 倍弦长处安装总压排管,有 186 根文德利型总压管和 9 根静压管,测量模型尾迹区的总压分布和静压,用以计算翼型的阻力。测量宽度范围为 2000mm,



图3 翼型模型在 NF-3 风洞中的安装  
Fig.3 The test model in NF-3 wind tunnel

实验雷诺数分别为  $1.0 \times 10^6$ 、 $1.5 \times 10^6$ 、 $3.0 \times 10^6$ 、 $4.0 \times 10^6$  和  $5.0 \times 10^6$ 。对应实验段风速约为 20m/s~100m/s。对实验数据进行了包括阻塞修正、流向曲率修正和侧壁干扰修正等风洞干扰修正。

### 4 NPU-WA 翼型的气动特性

#### 4.1 NPU-WA 翼型的高升力特性

由图 4 可见,主翼型与外侧翼型具有高于 1.2 的

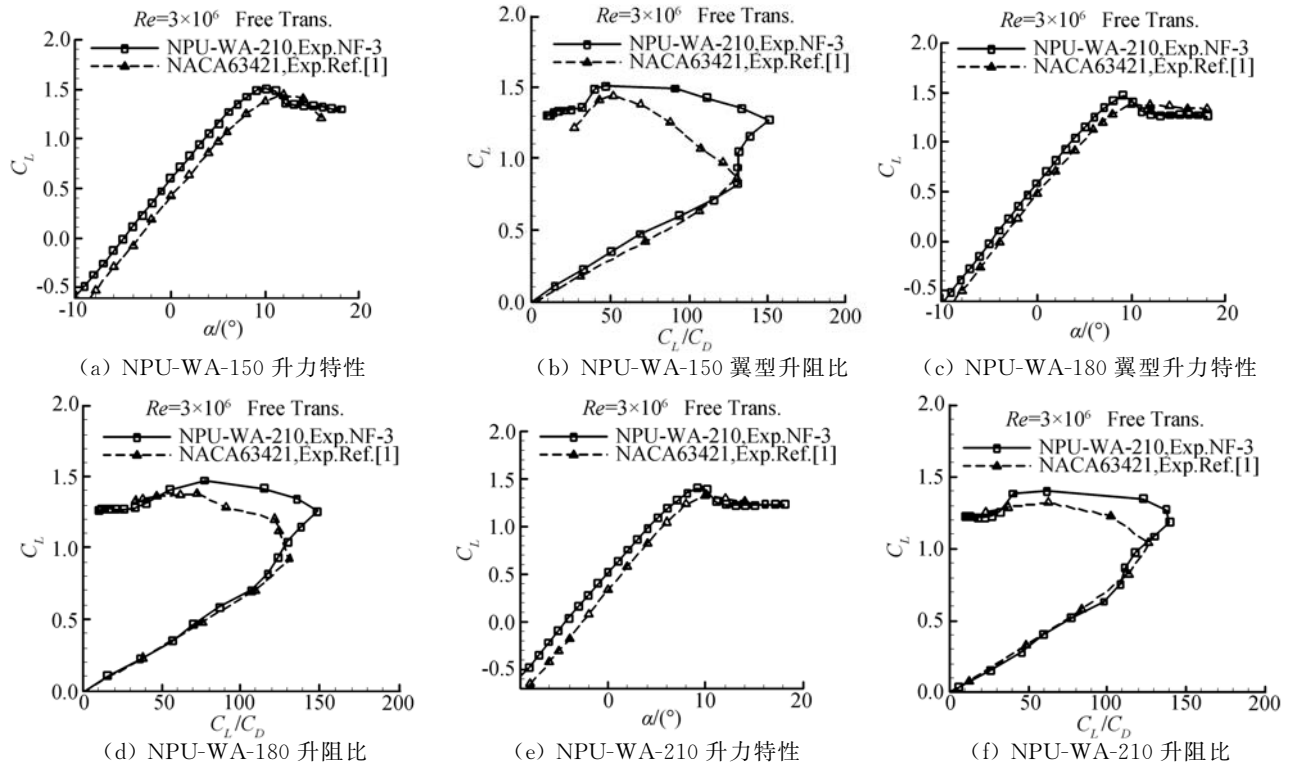
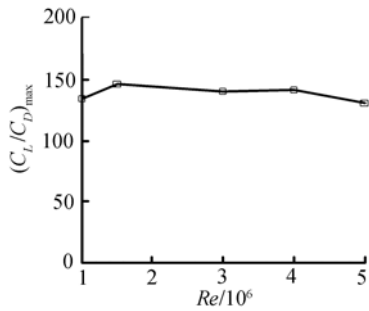


图4 NPU-WA 翼型的高升力特性  
Fig.4 High lift characteristics of the NPU-WA airfoils

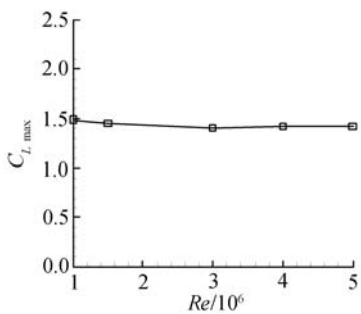
设计升力,最大升阻比对应的升力很接近于最大升力是该翼型族的主要特点之一。

### 4.2 NPU-WA 翼型的高雷诺数特性

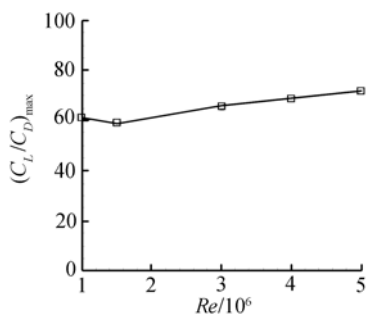
图 5 给出雷诺数对 NPU-WA-210 翼型最大升阻比和最大升力系数的影响,由图可见,翼型的气动性能随雷诺数的变化较为和缓,在直到  $Re=5.0 \times 10^6$  时仍能保持高的升阻比。



(a) 翼型最大升阻比随雷诺数变化



(b) 翼型最大升力系数随雷诺数变化



(c) 固定转捩时翼型最大升阻比随雷诺数变化

图 5 NPU-WA-210 翼型的高雷诺数特性

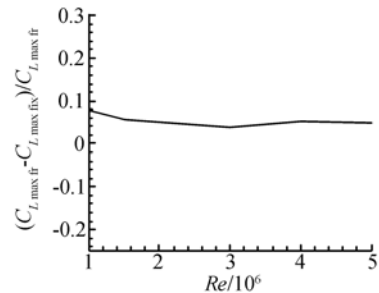
Fig. 5 High Reynolds number characteristics of the NPU-WA-210 airfoil

### 4.3 最大升力系数对粗糙度的敏感性

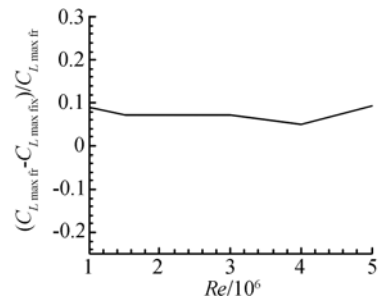
最大升力系数  $C_{L,max}$  对粗糙度敏感性可被定义为  $(C_{L,max,fr} - C_{L,max,fix}) / C_{L,max,fr}$ , 下标中的 fr 表示自由转捩, fix 表示固定转捩, 一般来说, 高设计升力和大相对厚度都会增加翼型对粗糙度的敏感性, 图 6 指出,

用于叶片外侧剖面的 NPU-WA-150 和 NPU-WA-180 翼型在所有试验雷诺数范围内, 最大升力系数对粗糙度的敏感性都低于 10%, 分别为 0.049~0.076 和 0.052~0.095, 表明其对粗糙度不敏感。主翼型 NPU-WA-210 在高雷诺数下, 如  $Re=5.0 \times 10^6$  时敏感性参数为 0.097,  $Re=3.0 \times 10^6$  时为 0.123。

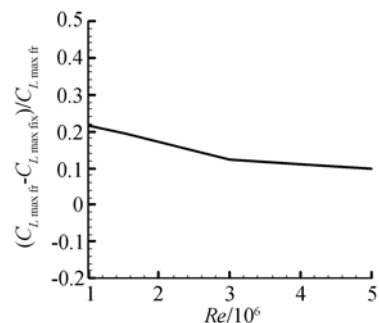
内侧翼型最大升力系数对粗糙度敏感性通常是不很重要的, 可以允许较高的敏感性。



(a) NPU-WA-150 翼型的粗糙度敏感性



(b) NPU-WA-180 翼型的粗糙度敏感性



(c) NPU-WA-210 翼型的粗糙度敏感性

图 6 NPU-WA 翼型的粗糙度敏感性

Fig. 6 Roughness sensitivity of the NPU-WA airfoils

### 4.4 厚翼型的气动特性

图 7 给出了用于叶片内侧剖面的 NPU-WA-300 翼型空气动力学特性随雷诺数的变化。

## 5 结 论

风洞实验表明, NPU-WA 翼型族达到了在高雷诺数、高升力条件下实现高升阻比和外侧翼型对粗糙度不敏感的主要设计要求。为我国自主研发大型风

力机提供了可供实际使用的翼型几何数据和雷诺数从  $1.0 \times 10^6 \sim 5.0 \times 10^6$  的风洞实验数据。

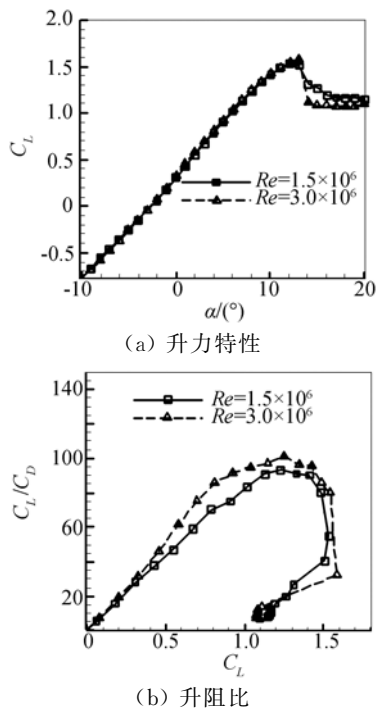


图7 NPU-WA-300翼型在不同雷诺数下的气动特性

Fig. 7 The aerodynamic characteristic curves of NPU-WA-300 airfoil with variable Reynolds number

### 参 考 文 献:

- [1] ABBOTT F T, Von DOENHOFF A E. Theory of wing sections[M]. Dover Publications, Inc., New York, 1959.
- [2] BERTAGNOLIO F, SORENSEN N, JOHANSEN J, et al. Wind turbine airfoil catalogue[R]. RisØ National Laboratory, Roskilde, Denmark, August 2001.
- [3] TIMMER W A, Van ROOIJ R P J O M. Summary of the delft university wind turbine dedicated airfoils[R]. AIAA-2003-0352, 2003.
- [4] FUGLSANG P, BAK C, GAUNAA M, et al. Design and verification of the RISØ-B1 Airfoil Family for Wind Turbines[R]. AIAA-2004-668, 2004.
- [5] Dan SOMERS M. The S830, 831, and S832 Airfoils [R]. NREL/SR-500-36339, 2005.
- [6] WINDPACT Blade System Design Studies. Innovative design approaches for large wind turbine blades, final report [R]. Sandia National Laboratory, SAND-2004-0074, 2004.
- [7] QIAO Z D. Subsonic airfoil design with mixed boundary conditions [A]. Numerical and Applied Mathematics [M]. Scientific Publishing Co., IMACS, 1989: 209-212.
- [8] ZHONG B W, QIAO Z D. Multiobjective optimization design of transonic airfoils[R]. ICAS-94-2. 1. 1, 1994.
- [9] 钱瑞战, 乔志德, 宋文萍. 基于 N-S 方程的跨声速翼型多目标多约束优化设计[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(3): 350-365.  
(QIAN R Z, QIAO Z D, SONG W P. Multiobjective optimization design of transonic airfoils with constraints based on navier-stokes equations[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2000, 18(3): 350-365. )
- [10] QIAO Z D, QIN X L, YANG X D. Wing design by solving adjoint equations[R]. AIAA-2002-0263, 2002.
- [11] QIAO Z D, YANG X D, QIN X L, et al. Numerical optimization design of wings by solving adjoint equations[R]. ICAS2002-1104. 1, 2002.
- [12] 杨旭东, 乔志德. 基于共轭方程方法的跨声速机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2003, 24(1): 1-5.  
(YANG X D, QIAO Z D. Optimum aerodynamic design of transonic wing based on adjoint equation-ns method [J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1): 1-5. )
- [13] 乔志德. 先进翼型的 CFD 设计及应用[A]. 现代力学与科技进步[M]. 庄逢甘主编. 北京: 清华大学出版社, 1997: 984-987.  
(QIAO Z D. CFD Design and Application of Advanced Airfoil[A]. Modern Mechanics and Scientific and Technological Progress[M]. ZHUANG F G, Beijing: Qinghua University Press, 1997: 984-987. )
- [14] 乔志德. Computational aerodynamics of wing design [A]. 计算流体力学新进展[M]. DUBOIS F, 邬华谟编. 高等教育出版社, 2001: 273-294.  
(QIAO Z D. Computational aerodynamics of wing design[A]. Recent Progress in Computational Fluid Dynamics[C]. DUBOIS F, WU H M, Higher Education Press, 2004: 273-294. )
- [15] DRELA M. XFOIL: an analysis and design system for low reynolds number airfoils[A]. Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamic[C], University of Notre Dame, June 1989.
- [16] DRELA M. XFOIL 6. 94[Z]. MIT Aero & Astro, USA, 2001.

## Design and experiment of the NPU-WA airfoil family for wind turbines

QIAO Zhi-de, SONG Wen-ping, GAO Yong-wei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamics Design and Research,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** NPU-WA airfoil family is designed for MW-size wind turbines and it is featured by advanced aerodynamic performance at high lift and high Reynolds number. Wind tunnel tests show that the airfoils are of higher lift to drag ratio than present wind turbine airfoils at high lift and high Reynolds number and insensitivity of maximum lift to leading edge roughness, which are satisfied the main design requirements. From this study the NPU-WA airfoil data base including geometry and the wind tunnel test performance at Reynolds number from  $1.0 \times 10^6 \sim 5.0 \times 10^6$  are developed. The airfoils can be applied to MW-size wind turbine design for the China industry with independent intellectual property rights.

**Key words:** NPU-WA airfoil family; airfoil design; wind tunnel test

---

(上接第 253 页)

## A high efficient implicit discontinuous Galerkin method

GUO Yong-heng, YANG Yong, ZHANG Qiang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In the introduction of the full paper, we point that, in our opinion, Cuckborn and Shu's Runge-Kutta discontinuous Galerkin method is good in calculation precision, but its slow convergence puts severe limits on its application to engineering problems. Therefore, we propose our efficient implicit scheme for accelerating convergence. In the iterative process, some important amendments are in application, which improve the efficiency significantly. At the same time, LU-SGS method is used to solve the large sparse linear system. By this means, subsonic and transonic flow over the airfoil is computed. It is found that this implicit scheme keeps unconditional stable for the subsonic and transonic flow. These results show preliminarily that, compared with the explicit scheme, our novel solver delivers a convergence rate that is approximately one order higher and much of the CPU time is saved.

**Key words:** discontinuous Galerkin; implicit scheme; improve; unconditional stable; CPU time