

# 计算模型维数对风力机翼型气动性能预测的影响<sup>\*</sup>

李银然 李仁年 王秀勇 李德顺

(兰州理工大学风能技术研究中心, 兰州 730050)

**【摘要】** 为了研究二维与三维计算对风力机翼型气动性能预测的影响, 采用数值求解 N-S 方程的方法, 对 DU93W-210 二维翼型和三维直叶片进行了数值模拟, 并将气动性能的计算结果与实验值进行比较。结果表明: 当翼型表面气流未发生分离时, 二维翼型与三维直叶片周围的流场结构相同, 二者之间的气动性能无明显差异, 三维直叶片可被简化为二维翼型; 当气流分离时, 三维直叶片周围的流场结构具有明显的三维流动效果, 气动性能更接近实验值, 三维直叶片不能简化为二维翼型, 而且三维直叶片的展向长度不宜过小, 取 2~4 倍弦长为最佳。

**关键词:** 风力机 翼型 气动性能 维数 计算流体力学

**中图分类号:** TK83 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2011)02-0115-05

## Effects of the Calculation Models with Different Dimension on the Aerodynamic Performance Prediction for Wind Turbine Airfoil

Li Yinran Li Renniann Wang Xiuyong Li Deshun

(Wind Power Technology Center Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

### Abstract

In order to analyze the influence of different dimensions on aerodynamic performance prediction of wind turbine airfoil the flow fields surrounding 2-D airfoil of DU93W-210 and 3-D straight blade were simulated by solving the N-S equations. Experimental results were compared to predict aerodynamic performances. The results revealed that if the flow did not separate the aerodynamic performance and stream line between the 2-D airfoil and 3-D straight blade were similar and the 3-D straight blade could be simplified into 2-D airfoil. If it separated the flow field of 3-D straight blade had significant 3-D flow effects the predicted aerodynamic performance was closer to experimental value than 2-D airfoil but the 3-D straight blade could not be simplified into 2-D airfoil. The best span wise length of 3-D straight blade was 2~4 times of the chord.

**Key words:** Wind turbine Airfoil Aerodynamic performance Dimension Computational fluid dynamics

### 引言

由于风力机叶片前缘半径较大, 叶片表面边界层容易发生气流分离, 分离会形成旋涡, 而旋涡的运动、发展和破裂反过来又影响着分离流场<sup>[1]</sup>, 所以深刻认识叶片分离流场的形态与准确计算边界层的分离, 对正确预估叶片升阻力、控制并减小流动分离以及叶片的优化设计有着重要意义。然而为了计算

快捷, 许多研究是在二维基础上进行的<sup>[2]</sup>, 但是 Christopher 等提出在研究翼型气动性能时, 二维与三维得到的结果不相同<sup>[3]</sup>, 且由于流动的转捩与边界层分离本身都是三维现象, 采用三维得到的结果更精确。然而, Strelets<sup>[4]</sup>提出, 除非展向长度取得非常长, 否则, 即使采用三维非定常雷诺时均方法也会阻碍扰流三维特性的发展, 从而只能得到与二维一样的结果。文献<sup>[5]</sup>提出圆柱的展向特征长度决定

收稿日期: 2009-11-16 修回日期: 2010-06-29

<sup>\*</sup> 国家重点基础研究发展计划(973计划)资助项目(2007CB714605)

**作者简介:** 李银然, 助教, 主要从事风力机空气动力学研究, E-mail: linyinran@sina.com

**通讯作者:** 李仁年, 教授, 博士生导师, 主要从事风力机空气动力学、流体机械原理及水力设计研究, E-mail: lin@lut.cn

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

流动的三维转捩特性和总体特性。本文以 DU93-W-210翼型为研究对象,应用 CFD 技术预测风力机专用翼型的气动特性,研究二维与三维的计算差异与使用条件,并以三维直叶片为研究对象,研究展向长度对翼型气动性能的影响。

## 1 计算模型

### 1.1 计算域与网格划分

DU93-W-210翼型是为了克服相对厚度较大的 NACA 翼型过早发生气流分离,导致翼型气动性能严重下降而设计的<sup>[6]</sup>。该翼型几何形状简单、生成网格质量较好、模型计算量小,适于进行大量的数值实验,可以对网格分布、湍流模型的不同组合进行分析比较。国外已公布较全的实验数据都是在弦长 0.6 m 时得到的,因此本文也以弦长 0.6 m 的翼型为研究对象。二维计算域长度为翼型弦长的 45 倍,宽度为翼型弦长的 40 倍,如图 1 所示,把该拓扑结构沿翼展方向拉伸就可得到三维计算域。

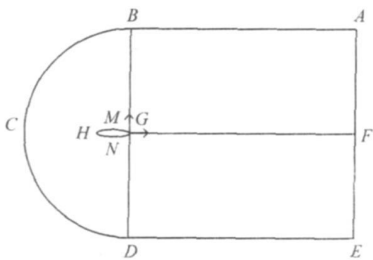


图 1 二维拓扑结构

Fig 1 2-D topological structure

在同一算法下,均匀分布的正交计算网格可以获得最高的计算精度。本文应用 GAMBIT 软件,采用多块网格技术生成贴体、正交性好、完全结构化的网格。由于翼型附近的流场参数变化梯度比远场的参数变化梯度大得多,且翼型前后缘的流动情况对翼型扰流数值模拟的影响很大,故对翼型附近的网格进行局部加密,在流场方向半圆弧 BCD 上布置 330 个节点,直线 AB、FG、ED 上各布置 80 个节点。在三维计算域中,翼展方向上布置 60 个节点,如图 2 所示。

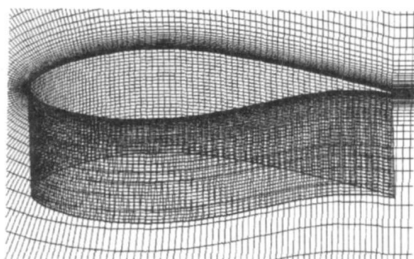


图 2 翼型计算三维网格

Fig 2 3-D grid for airfoil

### 1.2 控制方程

选取非稳态的雷诺时均 N-S 方程为主控方程,不考虑体积力和外部热源,其张量表达式为<sup>[7]</sup>

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = f_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j'}{\partial x_j} \quad (1)$$

连续性方程

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

式中  $\bar{u}_i$ 、 $p$ ——对应时刻某点  $x$  的分速度和压力

$\rho$ ——流体密度  $f_i$ ——质量力强度

$\nu$ ——运动粘性系数

### 1.3 湍流模型与离散格式

采用 DES 模型进行数值计算,因为该模型对附体的边界层完全采用 RANS 湍流模型模拟,利用 RANS 可以有效处理边界层流动,不需耗费大量的计算机资源;在远离翼型的分离区域内,小尺度涡采用亚格子模型模拟,对大尺度涡进行直接模拟,利用 LES 可以有效模拟分离流,通过结合 RANS 和 LES 各自的优点,DES 可以快速而有效地模拟翼型的分离流动<sup>[8~10]</sup>。

连续性方程、动量方程、雷诺时均方程等的离散均采用二阶迎风格式,压力速度的耦合采用 SMPLEC 算法。

### 1.4 边界条件

进口 ABCDE 给定为均匀速度进口,来流的湍流度为 1%,湍流扩散长度为 0.01 m。出口 AFE 为压力出口,表压力给定为零,翼展方向的边界面定义为对称边界,湍流度和湍流扩散长度与进口相同。翼型表面 GMHNG 满足壁面无滑移条件。

## 2 结果分析

进口速度值由雷诺数或马赫数确定。实验参数为:雷诺数  $Re = 3.0 \times 10^6$ ,马赫数  $Ma = 0.22$ ,弦长  $c = 0.6$  m,根据  $Re = \rho u_\infty c / \mu$  或  $Ma = u_\infty / a_\infty$  求得进口速度为 76.56 m/s。采用非定常流动算法,设定时间步长为 0.001 s,在每个时间步长内迭代 20 次,通过监测升力系数、阻力系数来判断计算的收敛性,当升阻力系数稳定时认为计算收敛。

### 2.1 流线比较

风力机叶片都是三维的,但是数值计算中三维计算所需的网格数较多、占用的计算机资源较多、计算周期较长,很多计算都以二维翼型<sup>[2]</sup>为研究对象,这样就把空间流动简化成了平面流动。

为了研究二维翼型与三维直叶片在气动性能上的差异,探索三维直叶片向二维简化的合理条件,比较了多种攻角下的流场特征。结果表明,当流过翼

型表面的气流未发生边界层分离时,二维与三维流场无明显差异。如图 3 所示,三维直叶片可被简化为二维翼型,且性能不发生大的变化。

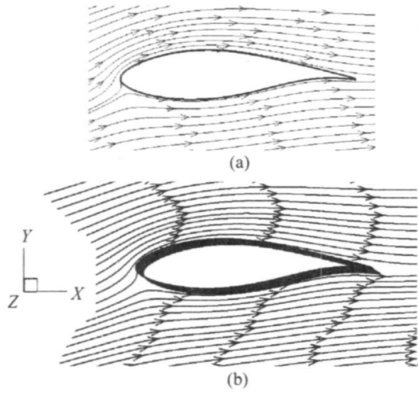


图 3 攻角  $\alpha=9^\circ$  时的流线图  
Fig 3 Stream line at  $\alpha=9^\circ$

(a) 二维翼型流线图 (b) 三维直叶片流线图

由图 4 可以看出,当气流明显发生边界层分离时,二维与三维的计算流场有较大差异,且升阻力系数差异也较大,三维不能被简化为二维翼型。三维直叶片表面失速旋涡具有极强的三维性,由图 4b 可知旋涡的展向位移大于弦向位移,而二维模拟得到的仅仅是平面的边界层分离,忽略了旋涡在展向的脉动。因而平面模拟仅得到了一个次要方面,而忽略了主要方面,三维模拟得到的流场将更接近真实流场,故气流是否分离可作为三维向二维简化的判断依据。

### 2.2 气动性能比较

由图 5a 可以看出,当攻角小于理论失速攻角时,二维翼型与三维直叶片计算所得的升力系数无明显差异,且均与实验值较吻合;当攻角大于理论失

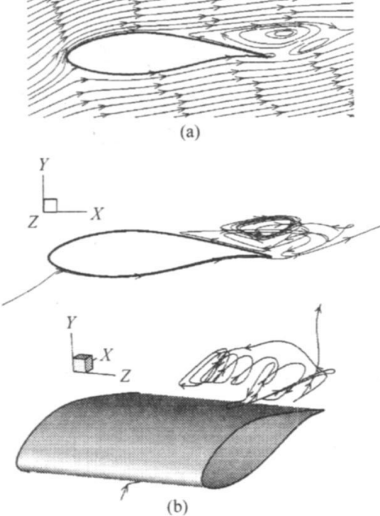


图 4 攻角  $\alpha=15^\circ$  时的流线图  
Fig 4 Stream line at  $\alpha=15^\circ$

(a) 二维翼型流线图 (b) 三维直叶片流线图

速攻角时,二维翼型的升力系数继续增大,计算出的失速攻角远大于三维的计算值与实验值(误差达 20%),而升力系数的变化趋势与实验值的变化趋势相同;三维直叶片对失速攻角的计算精度较高,且翼型失速后的升力系数与实验值吻合(最大误差为 7%)。这说明:当气流处于附体状态时,维数对翼型升力系数的影响很小,而当气流发生分离,尾流中出现大量旋涡时,三维的计算结果更精确。

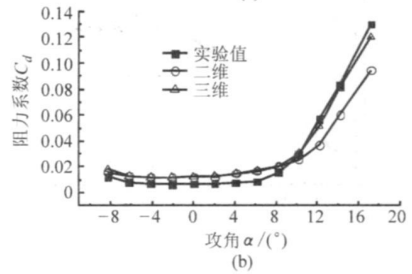
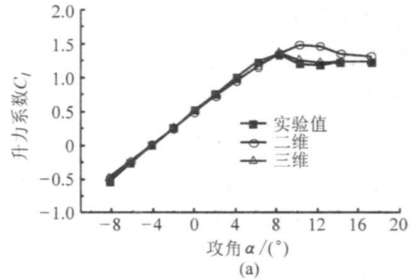


图 5 翼型升、阻力随攻角的变化曲线

Fig 5 Lift and drag coefficient with attack angle  
(a) 升力系数 (b) 阻力系数

由图 5b 可以看出,当攻角  $\alpha < 10^\circ$  时,二维翼型与三维直叶片计算出的阻力系数无明显差异,且均大于实验值,这是所有湍流模型固有的缺陷,与维数无关。当攻角  $\alpha > 10^\circ$  时,二维翼型的计算值远小于实验值,其最大误差达 38%;而三维直叶片计算值与实验值的变化趋势较吻合。

通过对比二维与三维对升、阻力系数的计算结果说明,气流未发生分离时,二维与三维的计算精度相当;当气流发生分离,且随着分离的逐渐加剧,二维与三维计算结果的差异也越来越大,且三维计算更接近实验值,也就是三维数值分析的流场更接近于实际情况。

### 2.3 展向长度探讨

在数值计算过程中,三维直叶片的展向长度也是影响翼型气动性能的重要条件之一。建立展向长度为 0.5 倍 (0.5c)、1.0 倍 (1.0c)、1.5 倍 (1.5c)、2.0 倍 (2.0c)、4.0 倍弦长 (4.0c) 的 5 种直叶片,分别研究各种情况下的翼型气动性能及尾涡结构。

由图 6 可知,当攻角  $\alpha < 10^\circ$  时,不同展向长度的翼型升、阻力系数无明显差异,且都与实验值吻合,说明气流处于附体状态时,展向长度对翼型气动

性能的影响较小,可以忽略。而当攻角  $\alpha > 10^\circ$  时,不同展向长度的直叶片所得的升、阻力系数有较大差异,与实验值间也有较大误差,尤其是阻力系数。其中,展向长度为  $0.5c$  时的计算结果与实验值间的误差最大(最大相对误差达 18%),这说明当翼型处于失速状态时,展向长度不能太小,过小会阻碍气流分离的三维效应,故在翼型计算中建议取展向长度大于等于 1.0 倍弦长;而随着展向长度的逐渐增大,气动性能的计算精度也逐渐增加,但是计算精度的增加幅度逐渐减小,计算周期却成倍增加,比如展向长度为  $4.0c$  的直叶片与  $2.0c$  的直叶片相比,其气动性能的最大增加幅度为 4%,而计算周期却是增加为 4 倍。综上所述,在实际的翼型气动性能计算中,展向长度取小于  $4.0c$  时,有较高的精度和经济性。

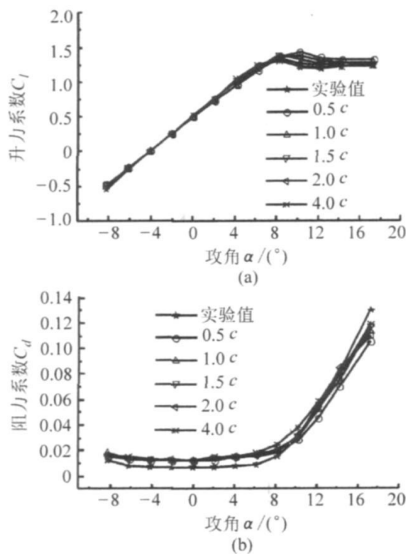


图 6 不同展向长度下的翼型升力和阻力曲线

Fig 6 Lift and drag coefficient with different lengths of span wise  
(a) 升力系数 (b) 阻力系数

数值计算中,对流场的准确计算是翼型气动性能计算的基础,流场的形状及其变化规律反映了气流的客观流动规律。由图 7 可以看出,展向长度为

$0.5c$  时,旋涡在展向不能充分发展,而在弦向有很大的脉动,而且旋涡的脱落过程也没有清晰地显示出来;随着展向长度的逐渐增大,旋涡在弦向和展向的脉动趋势都有所增加,如图 7c、7d 都清晰显示了旋涡的脱落以及弦向和展向的发展趋势。

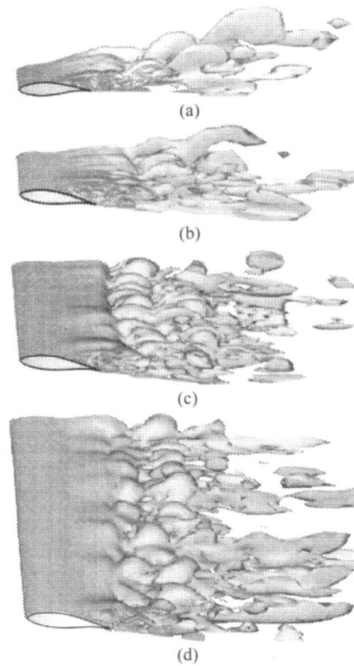


图 7 不同展向长度的翼型旋涡等值面图

Fig 7 A airfoil vortex contour map with different lengths of span wise  
(a)  $0.5c$  (b)  $1.0c$  (c)  $2.0c$  (d)  $4.0c$

### 3 结论

(1) 气流是否分离可作为三维向二维简化的判断依据。如果气流不发生分离,则三维流动可简化为二维流动,否则不能简化。

(2) 展向长度过小会阻碍气流分离的三维效应,展向长度过大会导致计算周期过长,且对翼型气动性能的计算精度也没有明显提高,建议取为 2~4 倍弦长。

### 参 考 文 献

- Guilmineau E, Piquet J, Queutey P. Two-dimensional turbulent viscous flow simulation past airfoils at fixed incidence[J]. *Computers & Fluids*. 1997, 26(2): 135~140.
- Nathan L. A procedure for numerically analysing airfoils and wing sections[D]. Missouri: University of Missouri-Columbia, 2006.
- Christopher P S, Stephanie M T, Earl P N D. Computational fluid dynamics of flatback airfoils for wind turbine applications [C]. 44th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper AIAA-2006-0194, 2006.
- Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C]. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA Paper AIAA-2001-0879, 2001.
- Xiong Jun, Ling Guocan, Zhu Keqin. Effects of spanwise characteristic length on the transition feature in the wake of a cylinder[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2003, 16(2): 66~68.

- 6 Timmer W A, Vanrooij R P J O M. Summary of the delft university wind turbine dedicated air-foils[C]. 41st Aerospace Sciences Meeting AIAA Paper AIAA-2003-0352, 2003.
- 7 张兆顺, 崔桂香, 许春晓. 湍流理论与模拟 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005. 23~26.
- 8 邓枫, 伍贻兆, 刘学强. 用 DES 数值模拟分离绕流的旋涡运动 [J]. 计算物理, 2008, 25(6): 683~688.  
Deng feng Wu Yizhao Liu Xueqiang. Simulation of vortex in separated flows with DES [J]. Chinese Journal of Computational Physics 2008, 25(6): 683~688. (in Chinese)
- 9 李栋, 焦予秦, Igor Men'shov 等. Detached Eddy Simulation 方法模拟不同类型翼型的失速特性 [J]. 航空学报, 2005, 26(4): 406~410.  
Li Dong Jiao Yuqin Igor Men'shov et al Detached Eddy Simulation for airfoil stall [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica 2005, 26(4): 406~410. (in Chinese)
- 10 李仁年, 李银然, 王秀勇, 等. 风力机翼型的气动模型及数值计算 [J]. 兰州理工大学学报, 2010, 36(3): 65~68.  
Li Renniann Li Yinnan Wang Xiuyong et al Aerodynamic model of airfoil for wind turbine and its numeric computation [J]. Journal of Lanzhou University of Technology 2010, 36(3): 65~68. (in Chinese)

---

(上接第 93 页)

- 8 龚永坚, 刘丽敏, 俞高红, 等. 水稻插秧机后插式分插机构运动分析与试验 [J]. 农业机械学报, 2005, 36(9): 41~43.  
Gong Yongjian Liu Limin Yu Gaohong et al Study on rearward separate planting mechanism of rice transplanter [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery 2005, 36(9): 41~43. (in Chinese)
- 9 李永奎, 李宝筏, 任文涛, 等. 水稻插秧机分插机构工作过程的计算机模拟与分析系统 [J]. 农业工程学报, 1996, 12(1): 76~80.  
Li Yongkui Li Baofa Ren Wentao et al Computer simulating and analysing system for working process of rice transplanting mechanism with four bar linkages [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering 1996, 12(1): 76~80. (in Chinese)
- 10 王文明, 窦卫国, 王春光, 等. 2ZT-2 型甜菜移栽机栽植系统的参数分析 [J]. 农业机械学报, 2009, 40(1): 69~70.  
Wang Wemm ing Dou Weiguo Wang Chunguang et al Parameter analysis of the planting process of 2ZT-2 beet transplanter [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery 2009, 40(1): 69~70. (in Chinese)