

# 偏航角对风力机气动性能的影响

石亚丽<sup>1</sup>, 左红梅<sup>1</sup>, 杨 华<sup>1\*</sup>, 周捍珑<sup>1</sup>, 沈文忠<sup>2</sup>

(1. 扬州大学水利与能源动力工程学院, 扬州 225127; 2. 丹麦技术大学风能系, 灵比 2800)

**摘 要:** 偏航工况水平轴风力机存在典型的动态特性, 为了提高动态载荷特性的预测精度, 该文采用计算流体力学方法 (computational fluid dynamics, CFD) 研究了 MEXICO (model experiments in controlled conditions) 风轮在偏航角 0°、15°、30°、45° 工况下的整机气动性能。数值模拟得到的叶片截面压力系数分布、载荷系数随方位角变化规律以及轴向入流时速度分布与试验测量值均吻合较好。当偏航角在 30° 以内时, 采用 CFD 方法计算的轴向载荷系数的相对误差在 ±5% 以内, 切向载荷系数的相对误差在 ±15% 以内; 当偏航角达到 45° 时, 轴向载荷系数的相对误差超过 ±15%, 切向载荷系数的相对误差接近 ±30%, 同时偏航运行时速度分布与试验测量相差较大。偏航运行时叶根处的翼型升阻力迟滞特性较叶尖处显著, 但叶根处攻角变化范围小于叶尖处。采用动量叶素法进行风力机性能预测时必需充分考虑该特性。该研究为工程预测模型的建立和偏航工况风力机设计运行提供了参考。

**关键词:** 风力机; 数值分析; 模型; 偏航角; 计算流体力学; 动态失速; 速度分布

doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2015.16.012

中图分类号: TK83

文献标志码: A

文章编号: 1002-6819(2015)-16-0078-08

石亚丽, 左红梅, 杨 华, 周捍珑, 沈文忠. 偏航角对风力机气动性能的影响[J]. 农业工程学报, 2015, 31(16): 78—85. doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2015.16.012 http://www.tcsae.org  
Shi Yali, Zuo Hongmei, Yang Hua, Zhou Hanlong, Shen Wenzhong. Aerodynamic performance of wind turbine under different yaw angles[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2015, 31(16): 78—85. (in Chinese with English abstract) doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2015.16.012 http://www.tcsae.org

## 0 引 言

自然界中风连续不断地改变方向, 水平轴风力机叶轮无法及时跟踪风向, 使得大多数情况下风轮转轴与风向不平行, 叶轮处于偏航状态。另外在高风速时, 为了调节风力机的功率需要采用偏航措施减少风力机输出功率<sup>[1]</sup>。风力机偏航运行还将使叶片产生较大的交变负荷, 影响风轮结构性能<sup>[2-3]</sup>。因此对偏航工况下风轮气动性能的研究至关重要。

由于非定常风力机试验研究的高成本与高难度, 目前主要突出的试验研究是国际能源组织开展的美国可再生能源实验室的试验研究<sup>[4-6]</sup>和 MEXICO (model experiments in controlled conditions) 试验<sup>[7]</sup>。为了提高风力机偏航工况动态载荷的预测精度, 研究人员提出了大量的工程修正模型<sup>[8-13]</sup>, 但动态载荷预测的不确定度仍然高达 30%<sup>[14-18]</sup>, 主要取决于翼型特性数据的可靠性<sup>[19-22]</sup>。随着计算机技术的发展, 计算流体力学方法 (computational

fluid dynamics, CFD) 越来越多的被用在风力机偏航气动特性的研究上。Ángel Jiménez 等<sup>[23]</sup>采用大涡模拟研究了简化的风力机模型在偏航状态下的尾流偏转特性及其对下游风轮的影响; Masami Suzuki<sup>[24]</sup>通过对偏航风力机功率系数和推力系数的研究, 验证了试验研究和 CFD 方法在偏航风力机气动特性方面互补的可行性; 江波等<sup>[25]</sup>和陈晓明等<sup>[26]</sup>分别采用 Fluent 和 Flow Vision 软件对偏航风轮气动性能的变化规律进行了研究, 但未与试验结果进行对比验证。由于试验资料的缺乏以及风力机偏航运行时的非常性和大分离流动的存在, 使得采用 CFD 方法预测风力机偏航特性并与试验数据进行对比的研究较少。

本文采用 Pro/E 和 ANSYS CFX (水力机械有限元分析) 等软件对 MEXICO 风轮进行三维建模、网格划分和数值求解。研究不同偏航角下翼型表面压力系数、轴向力系数和切向力系数随半径的分布规律, 不同翼型动态失速升阻力系数特性, 以及轴向速度的变化特性, 并与 MEXICO 试验数据进行分析, 以期提高 CFD 预测的精度。

## 1 计算模型

本文计算的风力机为 2006 年在德国-荷兰风洞机构 (deutsch-niederländisches windkanal, DNW) 的低速风洞中试验的直径为 4.5 m 的 MEXICO 风轮, 该风轮由项目组为试验专门设计且由项目组以色列技术学院方进行加工制造, MEXICO 试验针对不同的叶尖速比、叶片安装角、偏航角以及一些动态工况进行了流场和压力的测量<sup>[17,27]</sup>。该风轮叶片由 DU 91-W2-250、Risø-A1-21、NACA 64-418

收稿日期: 2015-05-28 修订日期: 2015-07-01

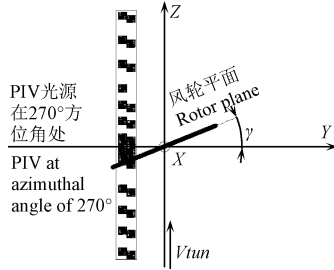
基金项目: 科学部国际科技合作计划资助项目 (2010DFA64660); 江苏省高校自然科学基金重大项目 (13KJA348002); 江苏省高校优势学科建设工程资助项目; 江苏省“青蓝工程”; 扬州大学研究生科研创新计划 (CXLX\_1417)  
作者简介: 石亚丽, 女 (汉), 江苏南通人, 主要从事风力机空气动力学研究。扬州 扬州大学水利与能源动力工程学院, 225127。

Email: siesi1dream1mail@163.com

\*通信作者: 杨 华, 男 (汉), 江苏如东人, 教授, 博士, 博导, 主要从事泵与风力机研究。扬州 扬州大学水利与能源动力工程学院, 225127。

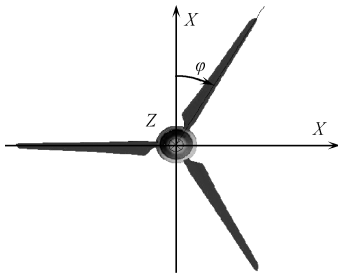
Email: yanghua@yzu.edu.cn

3 种翼型组成, 分别布置在 20%~45%、55%~65%、70%~100% 半径处, 其余断面光滑过渡。试验测量了偏航角为 15°、30°、45° 3 种工况的风力机在来流风速为 15 m/s 时, 25%、35%、60%、82%、92% 半径叶片表面压力, 以及偏航角为 30° 时叶片 270° 方位角处三维粒子图像测速仪 (particle image velocimetry, PIV) 速度场, 如图 1 所示, 本文分别对以上工况进行了数值模拟。



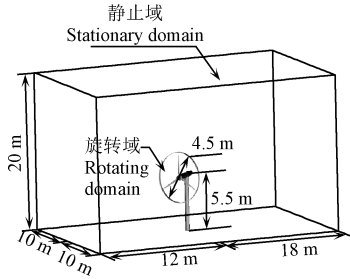
a. 风轮偏航粒子图像测速仪流场测试区示意图

a. Domain of particle image velocimetry measurements under yaw condition



b. 风轮坐标系图

b. Coordinate system of rotor



c. 数值计算区域

c. Numerical simulation domains

注:  $\gamma$  为偏航角, ( $^\circ$ );  $\varphi$  为方位角, ( $^\circ$ ).  
Note:  $\gamma$  is yaw angle, ( $^\circ$ ).  $\varphi$  is azimuthal angle, ( $^\circ$ ).

图 1 计算模型

Fig.1 Calculation model

本文采用 Pro/E 对 MEXICO 风轮叶片和轮毂、塔架分别建模, 将叶片部分设为旋转域, 其余部分在 ICEM 软件中建模, 并设为静止域。静止域尺寸为 30 m×20 m×20 m (长×宽×高), 塔架底部中心在距离入口 12 m 处的中间位置, 塔架高为 5.5 m, 如图 1c 所示。

## 2 网格划分

本文对静止域和旋转域分别采用四面体网格和六面体网格进行网格划分。本文通过设置叶片表面第一层网格尺寸为  $5 \times 10^{-6}$  m, 使得壁面  $Y^+ < 0.5$ , 满足所选用湍流模型对应的最优计算精度。此外, 旋转域的网格数量对计

算的精度影响较大, 本文将风轮叶片 60% 截面处计算得到的轴向载荷与试验值进行比较, 根据相对误差确定网格无关性的网格数, 相对误差计算公式如式 (1):

$$\Delta F_n = \frac{F_{nCFD} - F_{nEXP}}{F_{nEXP}} \quad (1)$$

式中:  $\Delta F_n$  为轴向载荷相对误差;  $F_{nCFD}$  为数值计算得到的轴向载荷, N/m;  $F_{nEXP}$  为试验得到的轴向载荷, N/m。

图 2 为 60% 截面处轴向载荷相对误差随网格数增加的变化曲线, 当网格数为  $9.5 \times 10^6$  时最小误差为 0.055, 此时旋转域网格数为 6 572 451, 静止域网格数为 2 961 385。

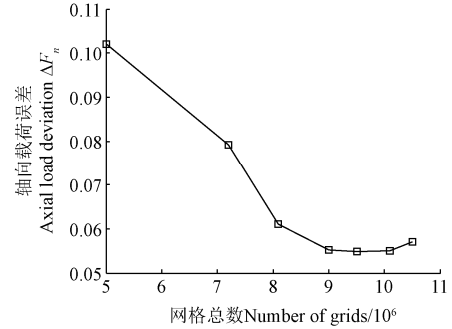


图 2 60% 截面处轴向载荷相对误差

Fig.2 Relative error of axial load in section of 60% radius

## 3 数值解求

本文采用 ANSYS CFX 商用软件对计算模型进行数值仿真。根据文献[28-29]确定湍流模型为 SST 模型, 采用基于压力-速度耦合的 Simple 算法求解三维 N-S 方程组, 选用高精度离散格式 High Resolution, 该格式在计算参数缓慢变化时采用一阶格式, 变化梯度大时采用二阶格式。进口给定速度为 15 m/s, 方向垂直于入口边界, 出口给定压力, 叶片表面为无滑移固体壁面, 叶片转速为 424.4 r/min; 动静交界面采用 Transient Rotor Stator 模式。

为了加快收敛速度, 选取各工况下风力机定常数值模拟结果作为非定常数值计算的初值。风力机定常计算时域交界面采用 Frozen Rotor 模式, 而对流差分格式选择一阶迎风格式。非定常数值模拟的时间步长为  $3.927 \times 10^{-4}$  s, 每旋转 1° 计算一次, 每 5 步保存一次结果, 总计算时间步长为 1.41376 s。

## 4 结果分析

### 4.1 叶片表面压力系数分析

叶片表面每个截面上无量纲压力系数可由式 (2) 计算得到。

$$C_p = \frac{P - P_{\max}}{1/2 \rho (V_{\text{tun}}^2 + \omega^2 r^2)} + 1 \quad (2)$$

式中:  $C_p$  为无量纲压力系数;  $P$  为计算得到的截面静压力, Pa;  $P_{\max}$  为该截面最大压力值, Pa;  $\rho$  为空气密度,  $\text{kg/m}^3$ ;  $V_{\text{tun}}$  为来流风速, m/s;  $\omega$  为叶轮旋转角速度, rad/s;  $r$  为所在截面对应的叶片半径位置, m。

图 3 以方位角为 90° 和 270° 时叶片 82% 截面处 NACA-64-418 翼型为例, 列出了不同偏航角下压力系数

随翼型相对弦长位置变化的分布图。图 3 中可见 CFD 计算结果与试验数据吻合较好, 尤其是叶片压力面。

吸力面数值计算与试验数据的误差主要是翼型压力面易发生失速分离造成的。

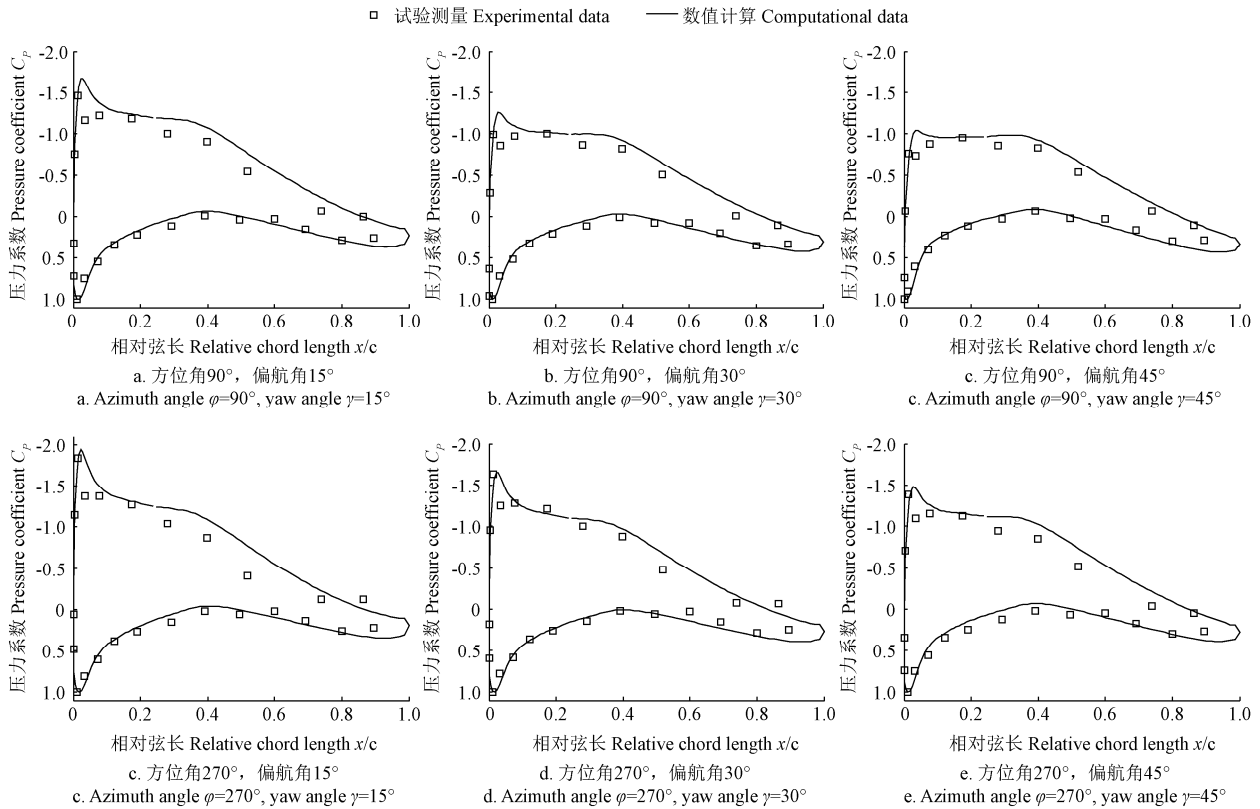


图 3 叶片 82% 截面处翼型表面压力系数计算与试验数据对比

Fig.3 Comparison of pressure coefficient in section of 82% radius between experiment and calculation

图 3a、3b、3c 为叶片在 90° 方位角分别对应偏航角 15°、30°、45° 时翼型表面压力系数分布, 对比图 3a、3b 和 3c 可知, 随偏航角的增加, 吸力面压力系数逐渐增大, 翼型前缘部分的变化显著。吸力面最小压力系数  $C_{pmin}$  位置随着偏航角的增加而向翼型尾缘微小移动, 偏航角由 15° 增加至 45°,  $C_{pmin}$  位置移动了 0.01 倍弦长; 随着偏航角的增加, 压力面压力系数沿相对弦长位置先减小后增加, 压力面最大压力系数  $C_{pmax}$  位置随偏航角的增加向翼型前缘微小移动, 偏航角由 15° 增加至 45°,  $C_{pmax}$  位置移动了 0.008 倍弦长。图 3d、3e 和 3f 为叶片在 270° 方位角分别对应偏航角 15°、30°、45° 时翼型表面压力系数分布, 对比图 3d、3e 和 3f 得到的翼型表面压力系数随偏航角的变化规律与 90° 方位角时的变化规律一致。

对比图 3a 和 3d、图 3b 和图 3e 及图 3c 和 3f 可知, 在相同偏航角下, 随方位角的增加, 吸力面压力系数减小, 且在前半段较为明显, 吸力面最小压力系数  $C_{pmin}$  位置随方位角的增加向翼型前缘微小移动, 当方位角由 90° 增至 270° 时,  $C_{pmin}$  位置平均移动了 0.007 倍弦长, 而压力面压力系数先增加后减小, 压力面最大压力系数位置随方位角的增加向翼型尾缘微小移动, 当方位角由 90° 增至 270° 时,  $C_{pmin}$  位置平均移动了 0.008 倍弦长。

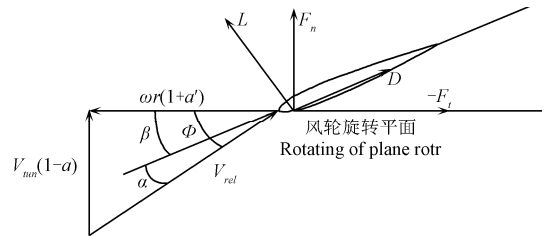
#### 4.2 载荷系数随半径的变化规律

图 4 为翼型断面上受力和流速分布示意图。对于每

个叶片截面, 将 CFD 计算得到的叶片表面压力积分求得轴向载荷  $F_n$  和切向载荷  $F_t$ , 再按式 (3) 计算轴向载荷系数  $C_n$  和切向载荷系数  $C_t$ , 并与试验值比较。

$$C_n = \frac{F_n}{1/2\rho V_{rel}^2 c}, \quad C_t = \frac{F_t}{1/2\rho V_{rel}^2 c} \quad (3)$$

式中:  $C_n$  为轴向载荷系数;  $C_t$  为切向载荷系数;  $F_n$  为轴向载荷, N/m;  $F_t$  为切向载荷, N/m;  $V_{rel}$  为相对速度, m/s;  $c$  为翼型弦长, m。



注:  $V_{\infty}$  为来流速度,  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ;  $V_{rel}$  为相对速度,  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ;  $\omega$  为角速度,  $\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$ ;  $r$  为截面半径, m;  $a$  为轴向诱导因子;  $a'$  为切向诱导因子;  $F_n$  为轴向载荷,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ ;  $F_t$  为切向载荷,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ ;  $L$  为升力,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ ;  $D$  为阻力,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ ;  $\alpha$  为攻角,  $(^\circ)$ ;  $\beta$  为桨距角,  $(^\circ)$ ;  $\Phi$  为入流角,  $(^\circ)$ 。

Note:  $V_{\infty}$  is inflow velocity,  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ .  $V_{rel}$  is relative velocity,  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ .  $\omega$  is angular velocity,  $\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$ .  $r$  is section radius, m.  $a$  is axial induction factor.  $a'$  is tangential induction factor.  $F_n$  is axial force,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ .  $F_t$  is tangential force,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ .  $L$  is lift,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ .  $D$  is drag,  $\text{N}\cdot\text{m}^{-1}$ .  $\alpha$  is angle of attack,  $(^\circ)$ .  $\beta$  is local pitch angle,  $(^\circ)$ .  $\Phi$  is flow angle,  $(^\circ)$ .

图 4 作用在叶素上的空气动力

Fig.4 Aerodynamics acting on blade element

图 5 给出了叶片 82% 截面处 NACA-64-418 翼型表面轴向载荷系数和切向载荷系数随方位角的变化图, 并根据式 (4) 计算得到翼型表面载荷系数相对误差随方位角的变化图。CFD 计算结果与试验值基本吻合, 随着偏航角的增加, 轴向载荷系数和切向载荷系数均减小。

$$\begin{cases} \delta_{cn} = \frac{C_{nCFD} - C_{nEXP}}{C_{nEXP}} \times 100\% \\ \delta_{ct} = \frac{C_{tCFD} - C_{tEXP}}{C_{tEXP}} \times 100\% \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\delta_{cn}$  为轴向载荷误差;  $C_{nCFD}$  为轴向载荷系数的数值

结果;  $C_{nEXP}$  为轴向载荷系数的试验结果;  $\delta_{ct}$  为切向载荷误差;  $C_{tCFD}$  为切向载荷系数的数值结果;  $C_{tEXP}$  为切向载荷系数的试验结果。

图 5a 中轴向载荷系数随方位角的增加呈现先减小再增加再减小的变化规律, 且随偏航角的增加, 波动幅度增加; 轴向载荷系数在方位角 235° 附近时达到最大值, 且随偏航角的增加, 轴向载荷系数最大值的减小量增加; 轴向载荷系数在方位角 35° 附近时达到最小值; 偏航角 45° 工况下, 数值计算结果与试验值之间误差较大, 但变化趋势基本保持一致。

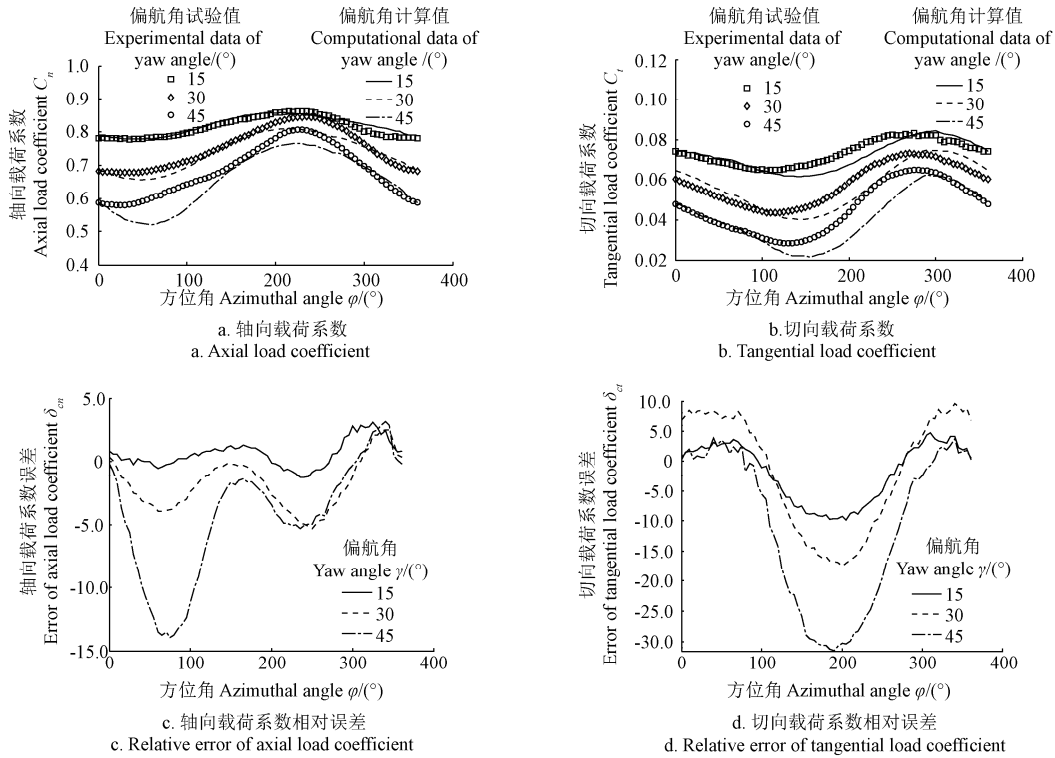


图 5 偏航角不同时叶片 82% 截面处表面载荷系数及载荷系数相对误差分布

Fig.5 Distribution of load coefficients and errors in section of 82% radius on blade surface of different yaw angles

图 5b 中切向载荷系数随着方位角的增加呈现先减小再增加再减小的变化规律; 切向载荷系数最小值所对应的方位角随偏航角的增加而增加, 且增加量随偏航角的增加而变大, 当偏航角为 15° 时, 切向载荷系数最小值对应的方位角为 105°; 切向载荷系数在方位角 275° 附近时达到最大值。

图 5c 和图 5d 分别为轴向载荷系数相对误差和切向载荷系数相对误差随方位角变化的分布图。图 5c 中轴向载荷系数误差绝对值随着偏航角的增加而增加, 偏航 15° 时, 轴向载荷系数误差绝对值在 3.1% 以内变化; 偏航 30° 时, 轴向载荷系数误差绝对值在 5.5% 以内变化; 偏航 45° 时, 轴向载荷系数误差绝对值在 75° 方位角下最大, 为 13.9%。图 5d 中切向载荷系数误差绝对值随着偏航角的增加而增加, 偏航 15° 时, 切向载荷系数误差绝对值在 9.8% 以内变化; 偏航 30° 时, 切向载荷系数误差绝对值在 17.4% 以内变化; 偏航 45° 时, 切向载荷系数误差绝对值在 190° 方位角下最大, 为 31.5%, 且切向载荷系数误差

绝对值超过 17.4% 的方位角变化范围为 125°~255°。

综上可知, 当偏航角 30° 以内时, 轴向载荷系数的相对误差在 ±5% 以内, 切向载荷系数的相对误差在 ±15% 以内, CFD 计算比 BEM (blade element momentum, 叶素动量理论) 方法具有更高的动态载荷预测精度。

#### 4.3 动态失速特性

图 6、图 7 分别列出了 35% 和 60% 2 个断面的 DU 91-W2-250、Risø-A1-21 2 种翼型在偏航角为 15°、30°、45° 时的动态升阻力特性。其中攻角的求解参照文献[30]介绍的方法计算得到, 升阻力系数则由前面求得的载荷系数变换求得。

图 6 中, 35% 截面处翼型在偏航 15° 时的攻角在 10.5°~15.8° 范围内变化, 在偏航 30° 时的攻角在 6.9°~16.4° 范围内变化, 在偏航 45° 时的攻角在 3.0°~15.3° 范围内变化。图 6a 和图 6b 中出现了明显的动态失速现象, 旋转过程中翼型升阻力系数随攻角的变化为闭合失速环曲线, 且随偏航角的增加, 迟滞效应越明显, 气流恢复初始状态的时间更长。

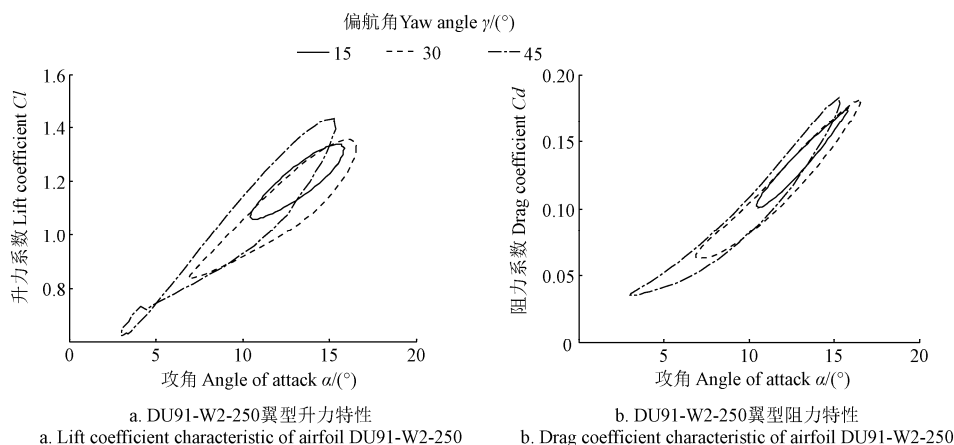


图6 35%断面上 DU 91-W2-250 翼型动态特性

Fig.6 Dynamic characteristic of airfoil DU 91-W2-250 in section of 35% radius

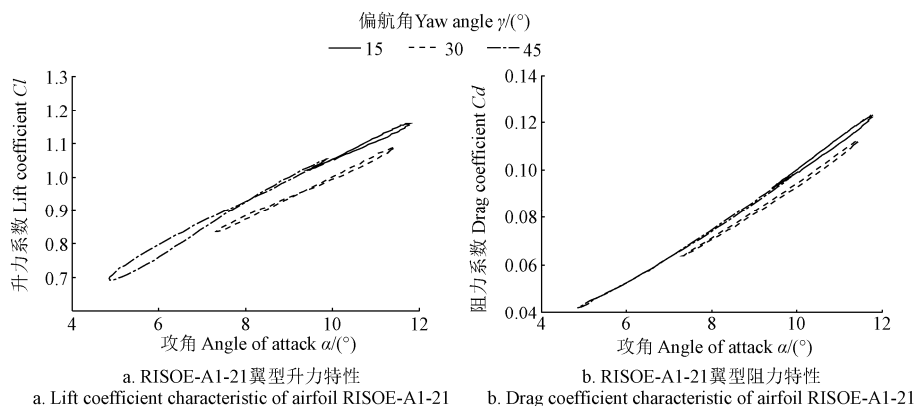


图7 60%断面上 RISOE-A1-21 翼型动态特性

Fig.7 Dynamic characteristic of airfoil RISOE-A1-21 in section of 60% radius

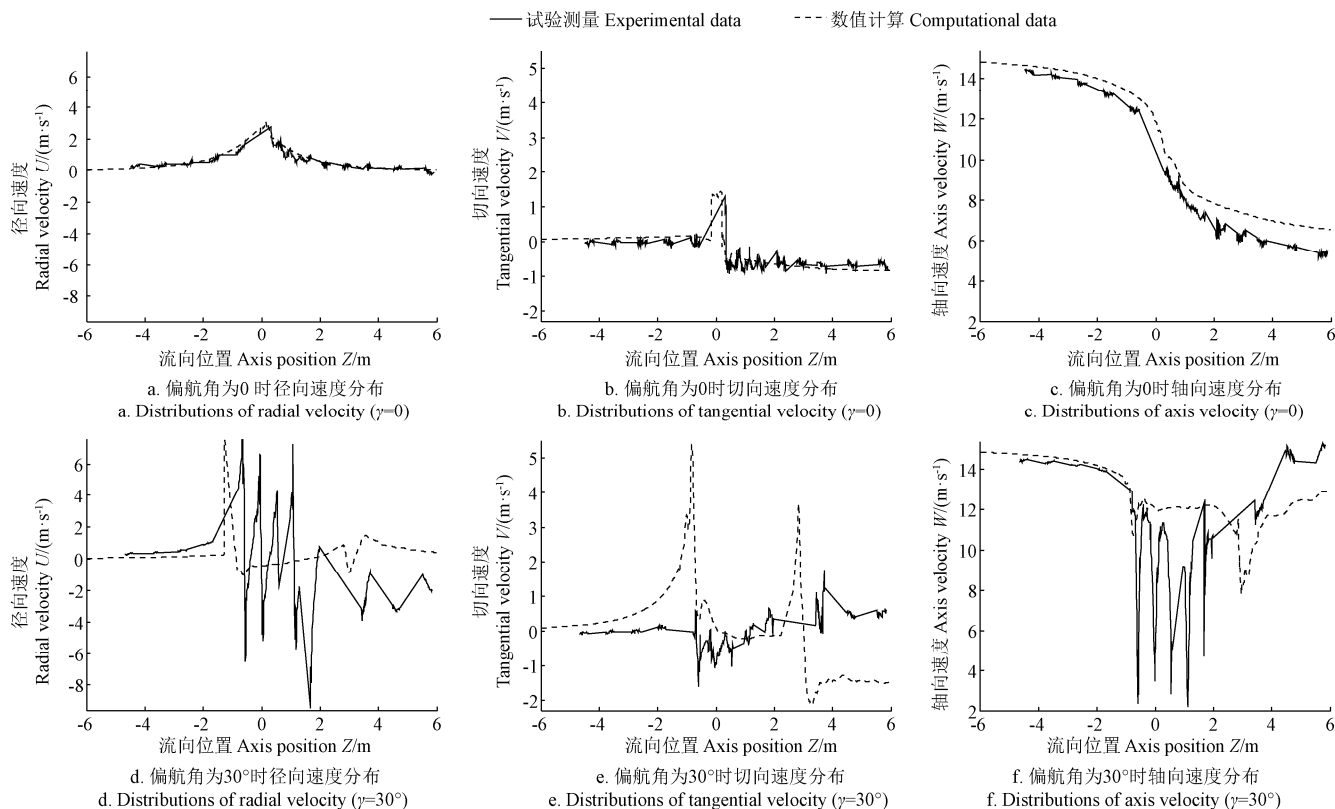
注: 叶片方位角为0;  $\gamma$  为偏航角, ( $^\circ$ )。Note: Azimuthal angle is 0.  $\gamma$  is yaw angle, ( $^\circ$ ).

图8 270°平面内 84%半径处速度沿轴向分布图

Fig.8 Distributions of velocity along inflow axis on section of 84% radius in 270° plane

图 7 中, 60% 截面处翼型在偏航  $15^\circ$  时的攻角在  $9.4^\circ \sim 11.8^\circ$  范围内变化, 在偏航  $30^\circ$  时的攻角在  $7.3^\circ \sim 11.4^\circ$  范围内变化, 在偏航  $45^\circ$  时的攻角在  $4.9^\circ \sim 9.9^\circ$  范围内变化。风速不变时, 偏航角的增加使攻角变化范围增加。图 7 中失速现象并不显著, 攻角变化范围位于线性区, 升力系数、阻力系数基本呈线性变化, 此时气流主要是附着流, 流动分离的影响不大, 而 7b 图中偏航  $45^\circ$  时失速环开始变得明显。

2 种翼型的动态特性曲线对比说明, 翼型攻角随周向的变化范围变大, 翼型升阻力迟滞特性越显著, 其中叶根处攻角变化范围小于叶尖处, 而迟滞特性比叶尖断面处显著, 在采用 BEM 方法进行风力机性能预测时需要充分考虑该特性。

#### 4.4 速度分布

图 8 为叶片方位角为  $0^\circ$  时,  $270^\circ$  平面内 84% 半径处速度沿轴向数值计算和试验测量对比图。

当风轮发生偏航时, 速度随入流轴向位置变化趋势一致, 而靠近叶轮之后速度波动变得特别明显。对比图 8a 和 8b 可知, 偏航工况下, 叶片径向速度出现明显的波动, 且在叶轮下游 2 m 左右速度波动趋于稳定, 因为偏航工况下风轮尾迹偏斜, 作用在气流上的力与轴向力方向相反, 使气流在逆风向和侧向被加速。对比图 8b 和 8e 可知, 经过叶轮之后, 偏航工况下的切向速度较非偏航工况下的切向速度有所增加, 且速度波动趋于稳定所需要的时间更长。对比图 8c 和 8f 可知, 偏航工况下轴向速度随入流轴向位置变化趋势发生了显著差别, 非偏航工况下, 经过风轮的轴向速度由来流风速 15 减小到 6 m/s 以下; 而偏航工况下, 由于风轮尾流偏斜, 轴向速度中加入了未经风轮作用的风洞气流, 因而最终风轮轴向速度恢复到 12.9 m/s。

对于轴向入流工况, CFD 能较好地预测平均速度, 但受湍流模型和尾流模型限制, CFD 计算结果并未很好地展现出偏航工况叶轮旋转尾涡的速度特性。

## 5 结 论

本文采用 CFD (computational fluid dynamics, 计算流体动力学) 方法对 MEXICO 风轮在偏航角为  $0^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$  工况下的气动性能进行了数值计算, 并与试验结果进行对比。

1) 数值计算得到的叶片截面压力系数分布、载荷系数随方位角变化规律以及轴向入流时速度分布与试验测量值均吻合较好, 偏航运行时速度与试验测量相差较大。

2) 当偏航角  $30^\circ$  以内时, 采用 CFD 方法计算的轴向载荷系数的相对误差在  $\pm 5\%$  以内, 切向载荷系数的相对误差在  $\pm 15\%$  以内。当偏航角达到  $45^\circ$  时, 轴向载荷系数的相对误差超过  $\pm 15\%$ , 切向载荷系数的相对误差接近  $\pm 30\%$ , 同时偏航运行时速度分布与试验测量相差较大。

3) 翼型升阻力迟滞特性随周向变化越显著, 其中叶根处攻角变化范围小于叶尖处, 而迟滞特性比叶尖断面处显著, 在采用 BEM (blade element momentum, 叶素动

量理论) 方法进行风力机性能预测时需充分考虑该特性。该研究为工程预测模型的建立提供了参考。

#### [参 考 文 献]

- [1] 何玉林, 刘卫, 李奇敏, 等. 稳态偏航状态的风力机风轮气动研究[J]. 机械设计, 2010, 27(4): 79—83.  
He Yulin, Liu Wei, Li Qimin, et al. Research on the aerodynamic of the wind turbine in the state of steady yaw[J]. Journal of Machine Design, 2010, 27(4): 79—83. (in Chinese with English abstract)
- [2] Jeong M S, Kim S W, Lee I, et al. The impact of yaw error on aeroelastic characteristics of a horizontal axis wind turbine blade[J]. Renewable Energy, 2013(60): 256—268.
- [3] 徐浩然, 杨华, 朱卫军, 等. 偏航工况下水平轴风力机叶片气动变形数值模拟研究[J]. 可再生能源, 2013, 13(5): 51—55.  
Xu Haoran, Yang Hua, Zhu Weijun, et al. Numerical study on horizontal wind turbine blades deflections under yaw conditions[J]. Renewable Energy Resources, 2013, 13(5): 51—55. (in Chinese with English abstract)
- [4] Fingersh L J, Simms D H, Jager D, et al. Wind tunnel testing of NREL's unsteady aerodynamics experiment[C]//39<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno NV, AIAA-2001-0035, 2001.
- [5] Simms D, Schreck S, Han M, et al. NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: A comparison of predictions to measurements[R]. National Renewable Energy Laboratory, NREL/TP-500-29494, 2001.
- [6] Sant T, Van Kuik G V, Van Bussel G J W. Estimating the angle of attack from blade pressure measurements on the NREL phase VI rotor using a free wake vortex model: Axial condition[J]. Wind Energy, 2006, 9(6): 549—577.
- [7] Schepers J G, Sbel H. Model experiments in controlled conditions[R]. Holland: ECN, 2007.
- [8] 周文平, 唐胜利. 水平轴风力机稳定偏航气动性能计算[J]. 太阳能学报, 2011, 32(9): 1315—1320.  
Zhou Wenping, Tang Shengli. The aerodynamic performance computation of HAWT in steady yaw[J]. Acta Energlae Solaris Sinica, 2011, 32(9): 1315—1320. (in Chinese with English abstract)
- [9] Stylianou D P, Graham J M R. Prediction of aerodynamic forces on horizontal axis wind turbines in free yaw and turbulence[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2000(86): 1—14.
- [10] Korn S, Lance M. Symmetry considerations when using proper orthogonal decomposition for predicting wind turbine yaw loads[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2006 (128): 574—579.
- [11] 杨军, 秦大同. 偏侧风对风力机气动性能的影响[J]. 太阳能学报, 2011, 32(4): 537—542.  
Yang Jun, Qin Datong. Influence of side wind on aerodynamic performance of wind turbine[J]. Acta Energlae Solaris Sinica, 2011, 32(4): 537—542. (in Chinese with English abstract)

- [12] Narayana M, Putrus G A, Leung P S, et al. Development of a model to investigate the yaw behavior of small horizontal axis wind turbines[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2012 (226): 86—97.
- [13] 郭琪琪, 刘雄伟, 凡盛. 基于改进 BEM 理论的水平轴风力机气动性能预测[J]. *机械设计与研究*, 2013, 29(3): 126—128, 132.
- Guo Qiqi, Liu Xiongwei, Fan Sheng. Prediction of aerodynamic performance for horizontal axis wind turbine based on improved blade element momentum theory[J]. *Machine Design and Research*, 2013, 29(3): 126—128, 132. (in Chinese with English abstract)
- [14] 洪泽东, 杨华, 徐浩然, 等. MEXICO 风轮的气动性能预测[J]. *农业工程学报*, 2013, 29(18): 67—74.
- Hong Zedong, Yang Hua, Xu Haoran, et al. Prediction of aerodynamic performance for MEXICO rotor[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transaction of the CASE)*, 2013, 29(18): 67—74. (in Chinese with English abstract)
- [15] 徐浩然, 杨华, 刘超. 尾缘加厚的 DU 系列翼型气动性能数值分析[J]. *农业工程学报*, 2014, 30(17): 101—108.
- Xu Haoran, Yang Hua, Liu Chao. Numerical value analysis on aerodynamic performance of DU series airfoil with thickened trailing edge[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transaction of the CASE)*, 2014, 30(17): 101—108. (in Chinese with English abstract)
- [16] 刘雄, 张宪民, 陈严, 等. 基于 Beddoes-Leishman 动态失速模型的水平轴风力机动态气动载荷计算方法[J]. *太阳能学报*, 2008, 29(12): 1449—1455.
- Liu Xiong, Zhang Xianmin, Chen Yan, et al. Transient aerodynamic load prediction of horizontal axis wind turbine based on the Beddoes-Leishman model[J]. *Acta Energlae Solaris Sinica*, 2008, 29(12): 1449—1455. (in Chinese with English abstract)
- [17] Sicot C, Devinant P, Loyer S, et al. Rotational and turbulence effects on a wind turbine blade. Investigation of the stall mechanisms[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2008 (96): 1320—1331.
- [18] 胡丹梅, 李佳, 闫海津. 水平轴风力机翼型动态失速的数值模拟[J]. *中国电机工程学报*, 2010, 30(20): 106—111.
- Hu Danmei, Li Jia, Yan Haijin. Numerical simulation of airfoil dynamic stall of horizontal axis wind turbine[J]. *Proceeding of the CSEE*, 2010, 30(20): 106—111. (in Chinese with English abstract)
- [19] Akbari M H, Price S J. Simulation of dynamic stall for a NACA 0012 airfoil using a vortex method[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2003(17): 855—874.
- [20] Larsen J W, Nielsen S R K, Krenk S. Dynamic stall model for wind turbine airfoils[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2007(23): 959—982.
- [21] 陈旭, 赫辉, 田杰. 水平轴风力机翼型动态失速特性的数值模拟[J]. *太阳能学报*, 2003, 24(6): 735—740.
- Chen Xu, Hao Hui, Tian Jie. Investigation on airfoil dynamic stall of horizontal axis wind turbine[J]. *Acta Energlae Solaris Sinica*, 2003, 24(6): 735—740. (in Chinese with English abstract)
- [22] 查顾兵, 竺晓程, 沈昕, 等. 水平轴风力机在偏航情况下动态失速模型分析[J]. *太阳能学报*, 2009, 30(9): 1297—1300.
- Zha Gubing, Zhu Xiaocheng, Shen Xin, et al. Dynamic stall modeling of horizontal axis wind turbine in yaw condition[J]. *Acta Energlae Solaris Sinica*, 2009, 30(9): 1297—1300. (in Chinese with English abstract)
- [23] Ángel J, Antonio C, Emilio M. Application of a LES technique to characterize the wake deflection of a wind turbine in yaw[J]. *Wind Energy*, 2010(13): 559—572.
- [24] Masami S. Numerical analysis of horizontal-axis wind turbine characteristics in yawed conditions[J]. *Open Journal of Fluid Dynamics*, 2012(2): 331—336.
- [25] 江波, 史萌萌, 李奕. 风轮偏航对风力机气动性能数值模拟分析研究[J]. *电网与清洁能源*, 2014, 30(3): 123—127.
- Jiang Bo, Shi Mengmeng, Li Yi. Numerical simulation of yaw aerodynamic performance of wind turbines[J]. *Power System and Clean Energy*, 2014, 30(3): 123—127. (in Chinese with English abstract)
- [26] 陈晓明, 康顺, 左薇. 基于 FlowVision 的水平轴风力机偏航气动性能研究[J]. *工程热物理*, 2014, 35(9): 1758—1761.
- Chen Xiaoming, Kang Shun, Zuo Wei. Research of yaw aerodynamic characteristic of horizontal-axis wind turbine based FlowVision[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2014, 35(9): 1758—1761. (in Chinese with English abstract)
- [27] 杨华, 徐浩然, 沈文忠, 等. 4.5 m 直径风力机模型气动实验方法[J]. *扬州大学学报: 自然科学版*, 2012, 15(4): 55—59.
- Yang Hua, Xu Haoran, Shen Wenzhong, et al. The method of aerodynamic experiment for a wind turbine model with the diameter of 4.5 m[J]. *Journal of Yangzhou University: Natural Science Edition*, 2012, 15(4): 55—59. (in Chinese with English abstract)
- [28] Wang Shengyi, Ingham D B, Ma Lin, et al. Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2012(33): 191—209.
- [29] 徐浩然, 杨华, 刘超, 等. 不同湍流模型对 MEXICO 风力机气动性能预测精度的研究[J]. *中国电机工程学报*, 2013, 33(35): 95—101.
- Xu Haoran, Yang Hua, Liu Chao, et al. Research on the effect of different turbulence models on the aerodynamic performance prediction accuracy of MEXICO wind turbines[J]. *Proceeding of the CSEE*, 2013, 33(35): 95—101. (in Chinese with English abstract)
- [30] Yang Hua, Shen Wenzhong, Sørensen J N, et al. Investigation of load prediction on the mexico rotor using the technique of determination of the angle of attack[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 25(3): 506—514.

## Aerodynamic performance of wind turbine under different yaw angles

Shi Yali<sup>1</sup>, Zuo Hongmei<sup>1</sup>, Yang Hua<sup>1\*</sup>, Zhou Hanlong<sup>1</sup>, Shen Wenzhong<sup>2</sup>

(1. School of Water Conservancy and Energy Power Engineering, Yangzhou University, Yangzhou 225127, China;

2. Department of Wind Energy, Technical University of Denmark, Lyngby 2800, Denmark)

**Abstract:** A typical dynamic characteristic of horizontal axis wind turbine shows up under yaw condition. Prediction accuracy is low for momentum-blade element theory and related engineering prediction model. In order to improve the prediction accuracy of dynamic load characteristics, the whole wind turbine models, based on the experiment about MEXICO (model experiments in controlled conditions) rotor in 2006, are established by three-dimensional software called Pro/E. under different yaw conditions, i.e. yaw angle of 0, 15, 30 and 45 degree. ICEM CFD (integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics) is applied to grid division. The rotating domain containing rotor part is meshed into hexahedral grids, and the static domain containing part of wheel hub, tower and outflow field is meshed into tetrahedral grids. When the grid size of the first layer of blade surface is set as  $5 \times 10^{-6}$  m to ensure the first dimensionless size near the wall  $Y^+ < 0.5$  on the wall, the 2 numbers of grids are determined by the error of axial load on the airfoil in the 60% section of blades, which respectively are 6 572 451 and 2 961 385. The aerodynamic performance of models under rated condition is simulated by ANSYS CFX with the turbulence model of SST (shear stress transport), high resolution is chosen as advection scheme, and transient rotor stator as the domain interface method. The results are converted into data, processed and analyzed by MATLAB. Finally the following conclusions are drawn. The distributions of pressure coefficients along the airfoil chord in different blade sections calculated by CFD method are in good agreement with the experimental measurements, and the error on the suction surface of airfoil is mainly caused by stall separation occurring on the pressure surface of airfoil. With the increasing of yaw angle, the pressure coefficients of the suction side are increasing and the location of minimum pressure coefficient moves to airfoil trailing edge slightly. For the pressure side, the pressure coefficients increase at first and then decrease, and the location of maximum pressure coefficient moves to airfoil leading edge slightly. The axial load coefficients and tangential load coefficients of blades first decrease and then increase and then decrease again with the increase of the azimuthal angle. With the increase of the yaw angle, the axial and tangential load coefficients are both reduced. When the yaw angle is within  $30^\circ$ , the relative error of axial load coefficients is in the range of  $\pm 5\%$  and the relative error of tangential load coefficients is in the range of  $\pm 15\%$ . CFD method is higher than BEM (blade element momentum) method in forecasting accuracy of dynamic load calculation. Under yaw condition, the hysteresis characteristic of airfoil lift and drag in blade root is more remarkable than blade tip, while the variation range of the angle of attack in blade root is much less than that in blade tip. This characteristic must be considered when BEM method is used to predict wind turbine performance. For axial inflow condition, CFD method can well predict the average speed, but restricted by turbulence model and the wake model, CFD calculation did not show the velocity characteristics of rotating vortex shedding from wind turbine impeller under yaw condition. The study provides a data support to build up the forecast model on the engineering and provides the basis for wind turbine design under yaw condition.

**Key words:** wind turbines; numerical analysis; models; the yaw angle; computational fluid dynamics; dynamic stall; the velocity distribution