

# 水平轴风力机翼型动态失速的数值模拟

胡丹梅, 李佳, 闫海津

(上海电力学院能源与环境工程学院, 上海市 杨浦区 200090)

## Numerical Simulation of Airfoil Dynamic Stall of Horizontal Axis Wind Turbine

HU Dan-mei, LI Jia, YAN Hai-jin

(School of Thermal Power & Environmental Engineering, Shanghai University of Electric Power,  
Yangpu District, Shanghai 200090, China)

**ABSTRACT:** Dynamic stall of the airfoil NACA23012 was studied by numerical simulation method. The coefficient of lift was calculated in different angle of flow attack in an oscillation cycle. Further more, the hysteresis effect induced by the key parameters of the pitching movement was analyzed. The results show that the peak lift coefficient of a pitching airfoil is larger than that of static airfoil and the actual output power of the wind turbine is larger than its theoretical value. The more the mean angle of attack is, the larger the lift coefficient and the critical stall angle of attack are. With the increases of the oscillation amplitude and the reduced frequency, the hysteresis effect becomes more significant. The simulation results are well with the experimental data, so it is feasible to analyze the trend of the aerodynamic parameters of the pitching airfoil using simulated values.

**KEY WORDS:** numerical simulation; airfoil; dynamic stall; hysteresis effect

**摘要:** 采用数值模拟的方法对二维翼型 NACA23012 在非定常流动中的动态失速进行研究, 分析翼型在振荡周期内升力系数随攻角的变化, 并进一步研究俯仰运动的关键参数对翼型动态失速迟滞效应的影响, 得出以下结论: 振荡翼型的升力系数峰值大于静止翼型的升力系数峰值, 使得风力机的实际输出功率大于理论计算值; 平均攻角越大, 临界失速攻角越大, 升力系数峰值越大; 振幅及衰减频率的增加均使得动态失速迟滞效应增强。模拟结果与试验结果吻合较好, 用模拟的方法分析振荡翼型的气动特性参数的变化趋势是可行的。

**关键词:** 数值模拟; 翼型; 动态失速; 迟滞效应

基金项目: 国家自然科学基金项目(50706025)。

Project Supported by National Natural Science Foundation of China (50706025).

## 0 引言

动态失速是指一个振荡(或做其他非定常运动)的压力面在超过其临界迎角时绕流流场发生非定常分离和失速的现象。根据黏性作用的大小, 动态失速又可分为轻失速和深失速。轻失速除表现出一般静态失速特征外, 又有非定常分离的强黏性/无黏相互作用的性质, 此时边界层厚度为翼型厚度的量级; 深失速则表现为全黏性现象, 存在高度非线性的压力脉动, 在翼型表面上有大涡运动, 此时边界层厚度可达翼型弦长的量级<sup>[1]</sup>。大型风力机叶片, 在大攻角、低雷诺数来流的工况下, 叶片产生颤振时翼型极易出现动态失速现象, 使升力迅速下降和力矩曲线斜率减少<sup>[2]</sup>。当风轮处于失速状态运行时, 最大输出功率和最大叶片载荷将会同时出现, 而目前静态时的理论计算载荷只有动态实测值的50%~70%<sup>[3]</sup>。失速风轮在高风速下所产生的这种大输出功率可能引起发电机的损坏, 因此, 在设计时必须认真考虑动态失速的作用。近年来, 许多学者针对动态失速进行了大量的研究<sup>[4-8]</sup>。周瑞兴<sup>[9]</sup>等人通过实验初步分析了 NACA0012 翼型的动态气动特性; 陈旭<sup>[10]</sup>等人对 NREL S809 翼型的二维动态流场进行了数值模拟; Martinat G.<sup>[11]</sup>等人分别采用3种紊流模型: URANS Spalart-Allmaras 模型、URANS  $\kappa$ - $\epsilon$  Chien 模型和 URANS/OES 模型对翼型的俯仰运动及横摆运动时的动态失速进行了数值模拟; Martin Kuntz<sup>[12]</sup>等人分析了 CFD 动网格技术在不同方面的应用; Michael V.Ol<sup>[13]</sup>等人对翼型轻失速和深失速分别进行了理论和试验分析。本文采用 CFD 软件 FLUENT6.2 对二维翼型 NACA23012 的动态失速现象进行数值模拟。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 数值计算的基本方程

由于风力机叶片一般工作在较低的马赫数下，因此可假设翼型的绕流流动为不可压缩流动。数值计算依据的基本方程是二维连续方程和二维不可压缩 N-S 方程。

二维连续性方程：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

二维不可压缩 N-S 方程：

$$\frac{\partial(\rho u_x)}{\partial t} + u_x \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + u_y \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u_y)}{\partial t} + u_x \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial x} + u_y \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} \right) \quad (3)$$

### 1.2 数值方法

#### 1.2.1 网格划分

本文数值计算中使用的网格在 Gambit 2.2.30 下生成，计算网格为非结构化网格，通过对网格的无关性验证，网格数为 69380，其中翼型表面设置了 156 个节点，在翼型前缘采用局部加密，图 1 所示为翼型网格的局部放大图。整个流场计算域长度为 18 倍弦长，宽度为 6 倍弦长。

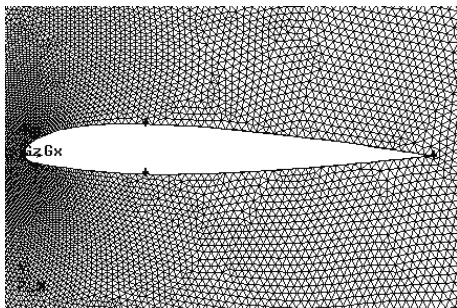


图 1 翼型网格局部放大图

Fig. 1 Part grid of airfoil

#### 1.2.2 定解、边界条件

动态失速中一个关键问题是翼型在流场中发生了振荡运动，因此，翼型振荡运动的形式对流场的变化起着关键性作用。研究表明，风力机叶片发生的颤振可认为是按照正弦规律变化的运动。当叶片发生振荡时，其截面翼型与流场中来流的相对方位是随时间不断变化的，这个变化引起的主要结果是来流对翼型的攻角也产生周期性的振荡变化<sup>[3]</sup>。

由流场运动的相对性，可以设翼型振荡运动过程中攻角  $\alpha$  的变化形式为

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha \sin(\omega t) \quad (4)$$

式中： $\alpha_0$  为平均攻角； $\Delta\alpha$  为振幅； $\omega$  为振荡角频率； $t$  为时间。其定解、边界条件为：

1) 采用耦合求解器进行求解，隐式算法。动量方程采用二阶迎风格式离散，紊动能方程采用一阶迎风格式离散。

2) 湍流模型。选用  $k-\omega$  模型：分为标准  $k-\omega$  模型和 SST  $k-\omega$  模型。标准  $k-\omega$  模型，在考虑低雷诺数、可压缩性和剪切流特性的基础上修改而成。在预测自由剪切流传播速率时，取得了很好的效果，成功应用于尾迹流、混合层流动、平板绕流、圆柱绕流和放射状喷射，SST 标准  $k-\omega$  模型是为了使标准  $k-\omega$  模型在近壁区有更好的精度和算法稳定性而发展起来的。钱炜祺<sup>[1]</sup>等结合 Wilcox DC 提出的  $k-\omega$  模式和  $k-\omega$  SST 湍流模式，分别对翼型的动态失速进行了数值模拟，发现  $k-\omega$  SST 湍流模式较为有效，计算出的气动力系数迟滞曲线变化趋势与实验结果符合得比较好。因此本文采用  $k-\omega$  SST 湍流模式。

3) 物质属性。将空气视为理想气体，采用默认的参数设置，雷诺数  $Re=1.5 \times 10^6$ 。

4) 边界条件。外边界条件：无穷远压力边界，给定来流的静压和马赫数；壁面边界条件：翼型的振荡角速度  $\omega_t = \Delta\alpha\omega \cos(\omega t)$ ，振荡轴心在翼型弦长 1/4 处。

5) 时间步长的选取。非定常时间步长  $\Delta t = \Delta s/v$ ，其中  $\Delta s$  为网格单元的最小尺寸， $v$  为运动刚体的最大瞬时速度。时间步长太大，网格更新过程中会出现负体积；时间步长太小，迭代的计算量较大。综合考虑，本文计算选取时间步长<sup>[14]</sup>  $\Delta t = 0.005$  s。

## 2 结果分析

### 2.1 迟滞效应的影响因素

翼型的俯仰振荡，使其临界失速攻角大于静止时临界失速攻角、升力系数峰值大于静止时升力系数峰值，该现象为动态失速迟滞效应。除取决于翼型俯仰振荡的初始攻角、衰减频率、俯仰中心的位置和攻角变化的幅值外，动态失速迟滞效应还与翼型形状、表面粗糙度、马赫数和三维效应有关。如果气动计算条件不变，则迟滞效应由俯仰运动的几个关键参数：平均攻角  $\alpha_0$ 、振幅  $\Delta\alpha$ 、衰减频率  $k(k = \omega c/2u)$ ，其中  $\omega$  为振荡角频率， $c$  为弦长， $u$  为来流

速度)以及俯仰运动的扭转点位置决定<sup>[15]</sup>。

### 2.2 平均攻角的影响

数值计算条件为：自由来流  $M_\alpha=0.12$ ，衰减频率  $k=0.10$ ，振幅  $\Delta\alpha=10^\circ$ ，在此基础上分别计算了平均攻角为  $6^\circ$ ， $12^\circ$ ， $20^\circ$ 时的升力系数  $m$  随攻角的变化。

当平均攻角为  $6^\circ$ 时，振荡翼型升力系数随攻角的变化曲线如图 2 所示。为便于比较，同时绘出了静态流场中升力系数随攻角变化的实验值。从图中可以看出，在静态流场中，翼型升力系数与来流攻角一一对应。而在动态流场中，由于翼型上仰和下俯运动不同，整个振荡过程翼型升力系数随来流攻角的变化为闭合迟滞环曲线。由图 2 可知，静止翼型在  $14^\circ$ 左右发生失速；而在动态流场中，当翼型上仰至  $14^\circ$ 左右时并未失速，升力系数随攻角增加继续增大，当上仰至最大攻角时，升力系数达到最大值。由于翼型振荡的平均攻角较小，上仰过程中，升力系数随攻角的增加而增大；下俯过程中，升力系数随攻角的减小而减小；整个振荡过程流体几乎附着在翼型附近流动。

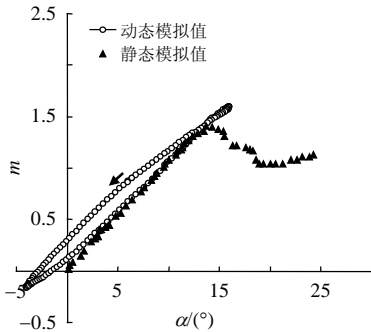


图 2 平均攻角为  $6^\circ$ 时升力系数随攻角的变化

Fig. 2 Lift coefficient changes of different angle of attack with the average angle of attack of  $6^\circ$

当平均攻角为  $12^\circ$ 时，振荡翼型升力系数随攻角的变化曲线如图 3 所示。

由图 3 可以看出，迟滞环更加明显，升力系数峰值大于静态时升力系数峰值。当攻角较小时，流动保持为附着流动，升力系数随着攻角的增加而增大，当上仰至 1 点时，攻角为  $20.52^\circ$ ，翼型上方尾部发生流动分离现象，如图 4(a)所示，翼型失速，升力系数开始降低。随着翼型进入下俯过程，翼型上的尾部分离涡增大，并诱发出二次分离涡，如图 4(b)所示。但随着翼型进一步下俯，由于翼型攻角减小，尾部分离涡不断向后缘移动，并与二次涡一起脱离翼型表面，如图 4(c)所示。当翼型下俯至 2 点时，攻角为  $13.62^\circ$ ，翼型表面的流动又恢复为附

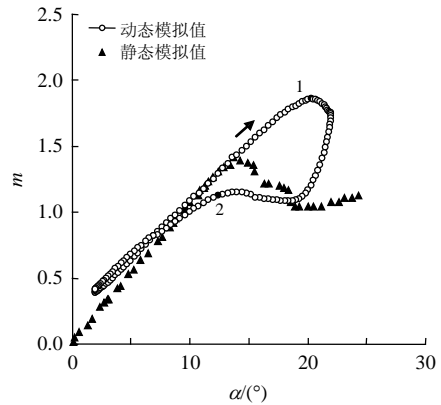
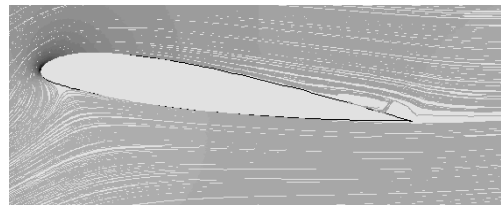
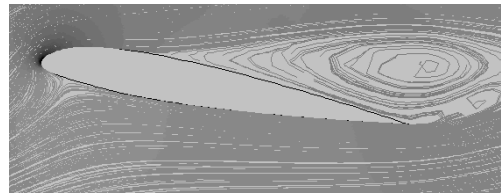


图 3 平均攻角为  $12^\circ$ 时升力系数随攻角的变化

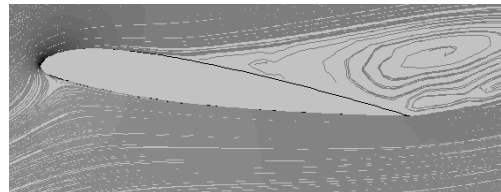
Fig. 3 Lift coefficient changes of different angle of attack with the average angle of attack of  $12^\circ$



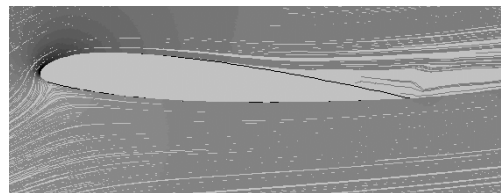
(a)  $\alpha=20.52^\circ$ (上仰)



(b)  $\alpha=20.52^\circ$ (下俯)



(c)  $\alpha=18.07^\circ$ (下俯)



(d)  $\alpha=13.62^\circ$ (下俯)

图 4 平均攻角为  $12^\circ$ 时不同时刻的流线图

Fig. 4 Instantaneous relative streamlines at different moments with the average angle of attack of  $12^\circ$

着流动，如图 4(d)所示。

当平均攻角为  $20^\circ$ 时，振荡翼型升力系数随攻角的变化曲线如图 5 所示。

由图 5 可以看出，翼型上仰与下俯过程升力系数变化更大。上仰过程随着攻角的增加，升力系数增大，当翼型上仰至  $21.62^\circ$ 时，在翼型尾部吸力面

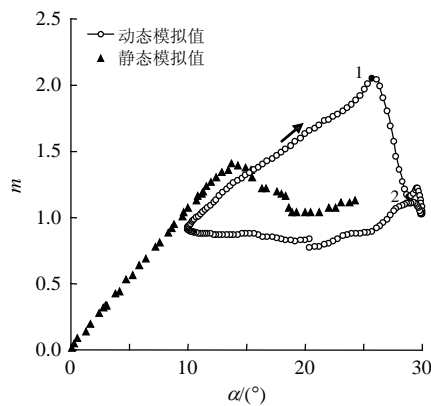


图 5 平均攻角为 20°时升力系数随攻角的变化

Fig. 5 Lift coefficient changes of different angle of attack with the average angle of attack of 20°

出现分离涡，翼型失速，如图 6(a)所示，由于失速对翼型升力系数的影响小于攻角增大的影响，升力系数仍然增大。翼型继续上仰，一次涡逐渐加强扩大，当攻角增大至 1 点时，翼型后缘尾部出现二次涡，如图 6(b)所示，升力系数开始随着攻角增大而减小。随着翼型的继续上仰，二次涡逐渐加强扩大，一次涡沿翼型吸力面前移，并在前缘吸力面产生附着涡，如图 6(c)所示，当上仰至 2 点时，升力系数随攻角增大有小幅增加。翼型继续上仰，尾部二次涡逐渐脱离翼型，前缘附着涡沿翼型吸力面逐渐增大后移，与一次涡合并为涡流，并在翼型后缘诱导出二次涡，如图 6(d)所示，升力系数随攻角增大而减小，翼型深度失速。进入下俯过程后，主流涡逐渐脱离翼型表面，二次涡变大。翼型继续下俯，该二次涡加强扩大，并在翼型后缘再一次诱导出后缘涡，如图 6(e)所示。随着下俯过程，翼型上表面的旋涡逐渐脱离翼型表面，流动又恢复为附着流动。

由图 2~6 分析可知，当翼型进行俯仰振荡运动时，其临界失速攻角大于翼型静止时的临界失速攻

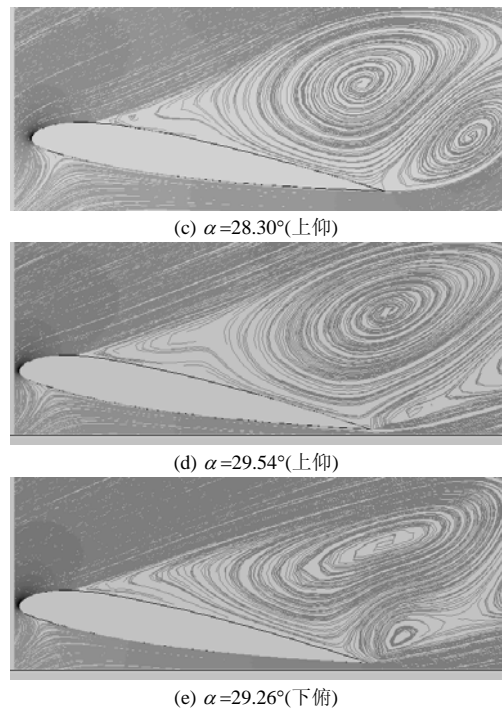
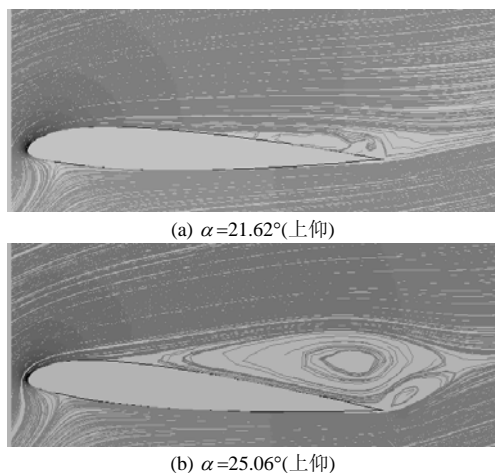


图 6 平均攻角为 20°时不同时刻的流线图

Fig. 6 Instantaneous relative streamlines at different moments with the average angle of attack of 20°

角，升力系数随攻角的变化曲线为迟滞环，升力系数峰值大于静止时升力系数峰值。平均攻角越大，临界失速攻角越大，升力系数峰值越大，翼型上仰与下俯过程流场差异越大，迟滞环越明显。

### 2.3 振幅的影响

图 7 所示为在相同数值计算条件下振幅分别为 2°，6°，10°时的升力系数迟滞曲线，其中自由来流  $M_\infty=0.12$ ，衰减频率  $k=0.15$ ，平均攻角  $\alpha_0=18^\circ$ 。由图 7 可以发现，当振幅为 2°时，由于振幅较小，动态失速迟滞效应不明显，翼型几乎完全失速，升力系数峰值稍大于静态时升力系数峰值；当振幅为 6°时，动态失速迟滞效应显著，临界失速攻角接近翼型振荡时的最大攻角，升力系数峰值明显大于静态时升力系数峰值，迟滞环变大。而振幅为 10°时翼型的临界失速攻角更大，迟滞现象更加显著，升力系数峰值几乎为静态时升力系数峰值的 1.5 倍，迟滞环更大。由此可见，随着振幅的增大，翼型振荡迟滞效应增强，升力系数随攻角变化的迟滞曲线被横向拉伸，同时纵向也有所拉伸。显著的迟滞效应可能会加剧原本已经较大的动应力，从而造成对风机叶片更大的危害，因此在实际中应尽量减小翼型振荡的振幅。

### 2.4 衰减频率的影响

图 8 所示为在相同数值计算条件下衰减频率分

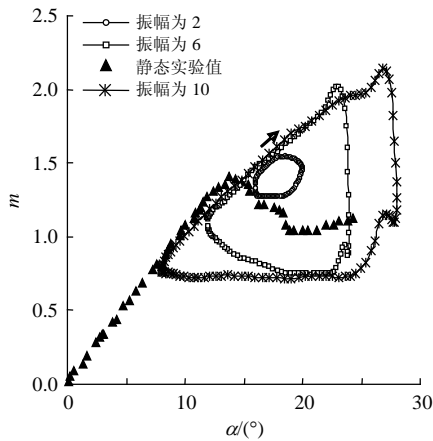


图7 不同振幅时升力系数随攻角的变化  
Fig. 7 Lift coefficient changes of different amplitude

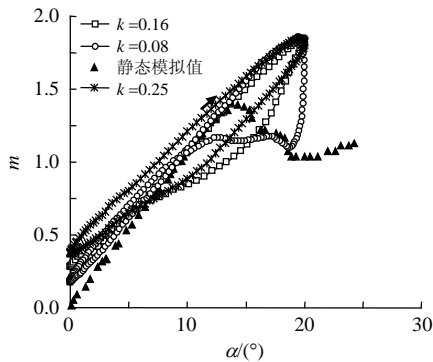


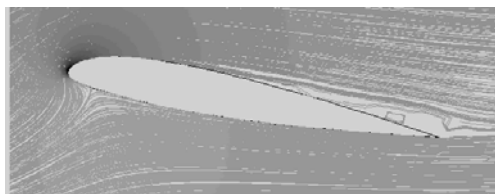
图8 不同衰减频率时升力系数随攻角的变化  
Fig. 8 Lift coefficient changes of different frequency

别为 0.08, 0.16, 0.25 时的升力系数迟滞曲线, 其中自由来流  $M_\infty=0.12$ , 平均攻角  $\alpha_0=10^\circ$ , 振幅  $\Delta\alpha=10^\circ$ 。

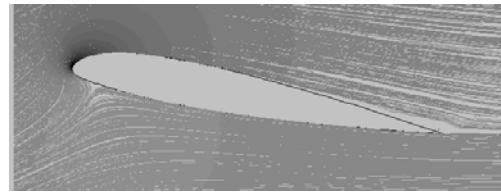
由图 8 可以发现, 翼型失速延迟, 衰减频率对升力系数峰值影响不大, 随着衰减频率的增大, 升力系数迟滞曲线变窄。当衰减频率为 0.08 时, 翼型上仰至  $20^\circ$ , 翼型后缘上方有明显的旋涡生成, 如图 9(a)所示; 当衰减频率为 0.16 时, 翼型上仰至  $20^\circ$ , 翼型上方尾部分离现象不明显, 如图 9(b)所示; 当



(a)  $k=0.08$



(b)  $k=0.16$



(c)  $k=0.25$

图9 不同衰减频率时流线图  
Fig. 9 Instantaneous relative streamlines of different frequency

衰减频率为 0.25 时, 翼型上仰至  $20^\circ$ , 翼型上方尾部流动分离现象不再出现, 流体附着在翼型附近流动, 如图 9(c)所示。由此可知, 衰减频率越大, 迟滞效应越显著, 当衰减频率较高时, 流动分离现象不再出现, 整个振荡过程流体附着在翼型附近流动, 升力系数随攻角的增加而增大、随攻角的减小而减小。

### 3 模拟值与实验值比较

文献[16]给出了翼型 NACA23012 静态时、绕振荡轴心规律振荡时升力系数随攻角变化的实验值。图 10 所示为翼型静止时升力系数随攻角的变化曲线图。由图 10 可知, 升力系数随攻角的增加, 先增大后减小, 临界失速攻角在  $14^\circ$ 左右, 升力系数峰值约为 1.4, 模拟值与实验值吻合较好。

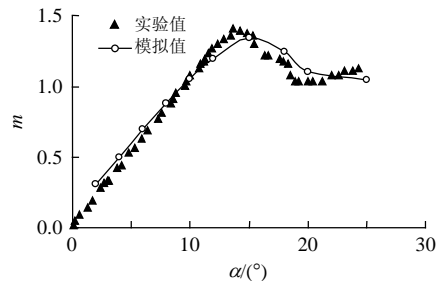


图10 升力系数随攻角的变化曲线  
Fig. 10 Life coefficient curve with different angle of attack

图 11 采用的数值计算条件为: 自由来流  $M_\infty=0.12$ , 衰减频率  $k=0.10$ , 平均攻角  $\alpha_0=6^\circ$ , 振幅  $\Delta\alpha=10^\circ$ 。模拟值与实验值变化趋势一致, 但具体

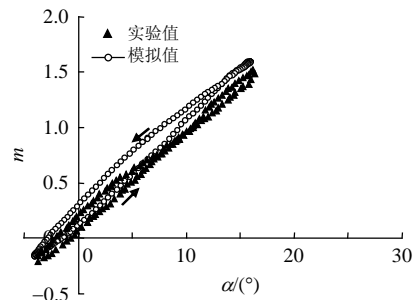


图11 振荡翼型升力系数随攻角的变化曲线  
Fig. 11 Life coefficient curve of oscillating airfoil with different angle of attack

数值存在差异, 计算精度的不足和湍流模式的缺陷可能是造成这一差异的主要原因<sup>[1]</sup>, 可见用模拟的方法分析振荡翼型升力系数随攻角的总体变化趋势是可行的。

## 4 结论

通过对翼型动态失速现象的数值模拟, 得出以下结论:

1) 振荡翼型较静止翼型, 失速现象延迟, 临界失速攻角增大, 升力系数峰值升高, 造成风力机实际输出功率大于理论计算值;

2) 平均攻角较小时, 整个振荡过程流体几乎附着在翼型附近流动, 翼型上仰和下俯过程升力系数差异不大。随着平均攻角的增加, 临界失速攻角增大, 升力系数峰值升高, 翼型上仰和下俯过程升力系数差异变大, 迟滞环变大;

3) 随着振幅的增加, 动态失速迟滞曲线被横向拉伸, 同时也被纵向拉伸, 动态失速迟滞效应增强;

4) 随着衰减频率的增大, 升力系数迟滞曲线变窄, 翼型失速迟滞更明显。当衰减频率较高时, 流动分离现象不再出现, 整个振荡过程流体附着在翼型附近流动。

## 参考文献

- [1] 钱炜祺, 符松, 蔡金狮. 翼型动态失速的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2001, 19(4): 427-433.  
Qian Weiqi, Fu Song, Cai Jinshi. Numerical studies of airfoil dynamic stall[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(4): 427-433(in Chinese).
- [2] 赵旭, 肖俊, 席德科. 水平轴风力机翼型设计与动态失速数值模拟[J]. 太阳能学报, 2009, 30(3): 348-354.  
Zhao Xu, Xiao Jun, Xi Deke. The design of airfoils and the simulation of dynamic stall of horizontal axis wind turbines[J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2009, 30(3): 348-354(in Chinese).
- [3] 胡丹梅. 水平轴风力机尾迹气动特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2006: 92-121.  
Hu Danmei. Study on horizontal-axis wind turbine wake aerodynamics[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2006: 92-121(in Chinese).
- [4] 杨爱玲, 姚征, 刘高联. 二维机翼非定常气动反命题的欧拉解法[J]. 上海理工大学学报, 2005, 27(6): 471-474.  
Yang Ailing, Yao Zheng, Liu Gaolian. Solving method of inverse problem of unsteady aerodynamic design of 2-D oscillating airfoil based on Euler equations[J]. University of Shanghai for Science and Technology, 2005, 27(6): 471-474(in Chinese).
- [5] 袁新, 江学忠. 翼型大攻角低速分离流动的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(2): 161-165.  
Yuan Xin, Jiang Xuezhong. Simulation of low-speed separated flows for the NREL airfoil at high angle of attack [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(2): 161-165(in Chinese).
- [6] Carlos Simao Ferreira, Gijs van Kuik, Gerard van Bussel, et al. Visualization by PIV of dynamic stall on a vertical axis wind turbine[J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(1): 97-108.
- [7] Chandrasekhara M S. Compressible dynamic stall vorticity flux control using a dynamic camber airfoil[J]. Sadhana, 2007, 32(1-2): 93-102.
- [8] Korotkov O Yu, Shumskii G U. Calculation of dynamic stall on an oscillating airfoil[J]. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2000, 41(3): 452-455.
- [9] 周瑞兴, 上官云信, 郝忠祥, 等. 翼型低速动态测试实验的初步分析[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(3): 28-33.  
Zhou Ruixing, Shangguan Yunxin, Xi Zhongxiang, et al. The elementary analysis of low-speed airfoil dynamic pressure measurement experiments[J]. Experiments and Measurements In Fluid Mechanics, 1997, 11(3): 28-33(in Chinese).
- [10] 陈旭, 郝辉, 田杰, 等. 水平轴风力机翼型动态失速特性的数值研究[J]. 太阳能学报, 2003, 24(6): 735-740.  
Chen Xu, Hao Hui, Tian Jie, et al. Investigation on airfoil dynamic stall of horizontal axis wind turbine[J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2003, 24(6): 735-740(in Chinese).
- [11] Martinat G, Braza M, Harran G, et al. IUTAM Bookseries [M]. Netherlands: Springer, 2009: 395-403.
- [12] Martin Kuntz, Menter F R. Notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design[M]. Berlin/Heidelberg: Springer, 2006, 92: 438-445.
- [13] Michael V O, Luis B, Chang K K. Shallow and deep dynamic stall for flapping low Reynolds number airfoils[J]. Experiment Fluids, 2009, 46(5): 883-901.
- [14] 白鹏, 崔尔杰, 周伟江, 等. 等速上仰翼型动态失速现象研究[J]. 力学学报, 2004, 36(5): 569-576.  
Bai Peng, Cui Erjie, Zhou Weijiang, et al. Investigation of the dynamic stall about the pitching airfoil [J]. Acta Mechanica Sinica, 2004, 36(5): 569-576(in Chinese).
- [15] 张正秋, 邹正平, 刘火星. 振荡翼型非定常流动数值模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 1-8.  
Zhang Zhengqiu, Zou Zhengping, Liu Huoxing. Numerical study of two dimensional flow on an oscillating airfoil[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 1-8(in Chinese).
- [16] Leishman J G. Dynamic stall experiment on the NACA23012 aerofoil [J]. Experiment in Fluids, 1990, 9(1/2): 49-58.



胡丹梅

收稿日期: 2010-01-26。

作者简介:

胡丹梅(1972—), 女, 副教授, 主要从事风能利用、动力机械的研究开发等工作, hudanmei@shiep.edu.cn;

李佳(1985—), 女, 硕士研究生, 主要从事风机叶片方面的数值模拟;

闫海津(1984—), 男, 硕士研究生, 主要从事风机叶片的数值建模。

(责任编辑 张媛媛)