

# 风力机翼型动态失速的 POD 模型降阶方法

张震宇

(南京航空航天大学江苏省风力机设计高技术研究重点实验室, 南京, 210016)

**摘要:**利用本征正交分解(Proper orthogonal decomposition, POD)原理设计了一种针对风力机翼型动态失速的时变过程的辨识方法。首先对周期俯仰运动的风力机翼型流场的动态失速过程进行数值模拟,然后用上述方法进行了有效的辨识并从中提取了关于动态失速过程的主要模态信息。在给定的误差阈值下,分别针对浅失速和深失速的情况,将该降阶模型的辨识结果与数值计算原始结果进行了对比并对误差进行了相应的分析。结果表明,该降阶模型方法能够以明显降低的计算量精确辨识翼型的浅失速情况;对深失速的辨识会由于湍流模型的精度影响有所降低。

**关键词:**流体力学;风力机;动态失速;本征正交分解

**中图分类号:**TK83;TK89

**文献标识码:**A

**文章编号:**1005-2615(2011)05-0577-04

## Reduced-Order POD Model for Dynamic Stall of Wind Turbine Airfoils

Zhang Zhenyu

(Jiangsu Key Laboratory of Hi-Tech Research for Wind Turbine Design,  
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** A reduced-order modeling method is developed based on the proper orthogonal decomposition (POD) strategy. The low-speed incompressible air flow around a periodically pitching wind turbine airfoil is identified with the above method. The information from dominant modes in the dynamic stall procedure is then extracted from the results of 2-D Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) computation. The identification results are compared with the RANS data under the pre-specified threshold both for light stall and deep stall cases, and the error analysis is discussed as well. It is shown that the POD methods accurately identified the stall features of light pitching airfoil flow. However, the performance of the above methods may be affected for the deep stall case, due to the inaccuracy of turbulence models in the RANS solver.

**Key words:** fluid mechanics; wind turbine; dynamic stall; proper orthogonal decomposition (POD)

随着全球范围内对于能源需求的不断扩大,传统形式的能源产业带来的巨大缺口正在被现代的可再生能源形式所填补。其中以风力机为代表的风能利用技术是当前方兴未艾的绿色能源产业发展方向<sup>[1]</sup>。20世纪80年代以后,商业上使用的风力机逐渐趋向大型化,这给风力机的空气动力设计等方面带来了一系列的新问题<sup>[2]</sup>。

在目前的风力机设计过程中,对于风力机叶片载荷的准确估算是非常关键的一项内容,它与强度

校核、振动分析、风场的选择、经济性能评估等诸多方面都存在着密切的联系。但是风力机运行过程中的实际载荷常常由于受到各种因素的影响而偏离根据设计状态预估的载荷分布。其中因侧风、叶片摆振等情况会在叶片表面造成相当程度的流动分离,从而导致风力机叶片绕流出现动态失速的现象,使风力机的风能输出出现比较剧烈的波动乃至整体性能和寿命的下降。这一点对于定桨距的失速型风力机的影响尤其明显<sup>[3-4]</sup>。

**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;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

**收稿日期:**2011-04-05;**修订日期:**2011-07-29

**通讯作者:**张震宇,男,博士,讲师,1975年6月生,E-mail:zyzhang@nuaa.edu.cn。

为了预估存在动态失速情况下风力机载荷的变化,对于给定的叶片或二维翼型的动态失速绕流可以通过计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)数值模拟的方法解算 Navier-Stokes (N-S)方程得到比较详尽的流场信息,并提取出法向力等关键数据的变化等内容。但是动态失速流动一般总是伴随有翼面边界层的转捩与湍流分离区的产生,而目前学术界对于大尺度湍流现象的认识仍有待完备,这就造成了两方面的问题:(1)尽管已经存在直接数值模拟(Direct numerical simulation, DNS)、大涡模拟(Large eddy simulation, LES)等数值工具<sup>[5]</sup>,但是其所需的计算量仍与实际的工程应用有一定距离;(2)作为计算量和准确度的折中考虑,利用雷诺平均 N-S 方程解算翼型动态失速流动仍然是比较可行的选择<sup>[6-7]</sup>。近几年某些湍流模型已经能够考虑转捩的影响<sup>[8]</sup>,但是多数的常用模型对于描述动态失速的精度和可靠性仍不令人满意。尽管存在以上问题,为了在工程上对一系列的常用翼型和叶片的动态失速特性建立比较完备的数据库系统,仍然可以考虑采用 CFD 数值模拟的方式。

对于动态失速的描述也存在着另一个方向。长期以来,若干种在直升机叶片设计领域中建立起来的动态失速经验模型被沿用于风力机叶片的载荷计算工作,比如常见的 Beddos-Leishman 模型等<sup>[9-11]</sup>。对于失速之前的附着流动阶段,大多数模型均采纳了经典的升力线理论的结果,算得的法向力与实验结果比较吻合。对于存在小振幅或较低缩减频率的浅失速情况,仍然能够获得相当的预估精度。但是对于深失速阶段的流动,经验模型带来的问题就较为突出。主要原因仍然是常规模型对湍流的出现和分离的发生缺乏精确预测的能力。另外,对动态分离出现的判据也缺乏充分的理论支持,导致通用性不够好。另外,从直升机叶片领域移植过来的模型能够较好地模拟可压缩流动中薄翼型的动态失速特性,但直接应用于风力机叶片的低速厚翼型绕流会存在边界层特性变化、分离模式差别等潜在的问题。因此,建立一套基本不依赖经验公式、与翼型具体性能相关并具有相当精度的动态失速模型是十分必要的。

如果能够根据风力机工程设计中比较成熟的若干翼型族的性能分布找到其动态失速特性的共同特征,并予以定量描述,则对于该翼型族的建模精度将大为提高。而目前计算技术的发展水平已经能够对给定风力机翼型的动态失速现象进行具有一定精度的 CFD 数值计算<sup>[6-7,12]</sup>。在建立有充分数据量的 CFD 计算结果的数据库上,就可以通过对

足够的原始数据进行辨识建立针对某具体翼型或翼型族的通用动态失速模型。而降阶模型方法特别是正则正交分解(Proper orthogonal decomposition, POD)方法为辨识翼型动态失速过程的共同特征提供了数学方面的支持。

基于以上观点,本文首先对常用风力机翼型俯仰运动的流动构建了基于雷诺平均 N-S 方程 CFD 计算结果的数据库,然后对该动态失速过程利用 POD 方法进行降阶辨识,为动态失速过程的进一步重构进行了准备。

## 1 CFD 计算方法

由于翼型动态失速的完整实验数据较难获得,因此建模工作中用于降阶辨识的原始数据来自对典型风力机翼型 S809 俯仰运动二维扰流的非定常数值计算结果。

数值计算的控制方程为不可压非定常雷诺平均 N-S 方程。在翼型相邻流场局部采用动网格处理,如图 1 所示。

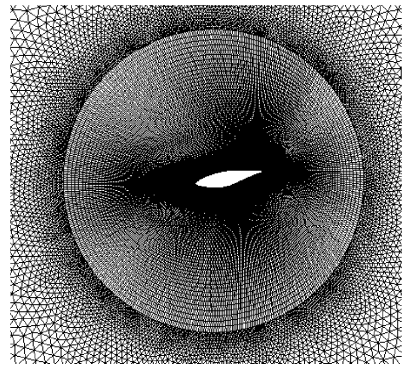


图 1 翼型周围的网格示意图

主要计算参数: $Re=10^6$ ,弦长  $c=0.457$  m, 缩减频率  $\omega=0.026$ , 时间步长  $\Delta t=0.0027$ 。其他参数上下游远场分别采取速度进口和压力出口边界条件。湍流场采用  $k-\omega$ SST 模型进行模拟。在上述计算条件下,分别对两种迎角变化情况  $\alpha=(8.0\pm 5.5)^\circ$  和  $\alpha=(20.0\pm 10.0)^\circ$  计算了 S809 翼型的浅失速和深失速的行为。上述计算条件参照了 Ramsay 等人<sup>[13]</sup>关于 S809 翼型俯仰运动的实验设置。鉴于此类流动的数值模拟工作国内外研究较多,故本文 CFD 结果仅在下文与降阶模型相关处给出,此处不做深入讨论。

## 2 降阶模型

俯仰运动过程中的翼型压力分布以及气动力和力矩的各分量均随时间和空间(相位角)变化,因此可从中提取出一组有限维的与时间无关的正交基

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^N \alpha_i(t) \Phi_i(x) \quad (1)$$

式中:  $\{\Phi_i(x)\}$  为基函数系;  $\alpha_i(t)$  为相应的各阶权函数, 可以反映不同阶模态的物理量的时间变化<sup>[14]</sup>。

POD 方法可以保证对式(1)中任意  $i$  阶 ( $i \leq N$ ) 的近似, 通过该分解方法得到的最小二乘误差为最小, 即

$$\min \left\langle \left\| u(x, t_i) - \sum_{i=1}^N \alpha_i(t_i) \Phi_i(x) \right\|_{L^2}^2 \right\rangle \quad \forall i \leq N \quad (2)$$

根据“快照方法”的思路, 为了求得该正交基函数系, 上述的 POD 分解工作可以转化为如下一个特征值问题的求解

$$\int_{\Omega} K(x, x') \Phi(x') dx' = \lambda \Phi(x) \quad (3)$$

式中核函数  $K(x, x')$  表达为如下形式

$$K(x, x') = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N u(x, t_i) u(x', t_i) \quad (4)$$

根据核函数  $K(x, x')$ , 可对该特征值问题求解以得到相应的特征向量, 即 POD 正交基(POD 方法的进一步介绍可参考文献[14])。这样求得的各阶特征值  $\lambda$  之和具有明确的物理意义, 即该动力学系统的

总能量可表示为各阶特征值之和  $E = \sum_{i=1}^n \lambda_i$ 。

### 3 系统辨识

利用 POD 方法对绕俯仰运动的 S809 翼型的上述两种动态失速流动过程分别进行了辨识。

**算例 1** 浅失速情况,  $\alpha = (8.0 \pm 5.5)^\circ$

沿上下翼面共提取了 400 采样点的压力分布的时变信息, 采样频率 301 次/周期, 采样时间间隔为两倍时间步长  $2\Delta t = 0.0054$ , 得到的沿弦向位置  $x/c$  的压力系数  $C_p$  分布随时间变化的结果如图 2 所示, 图中各曲线显示间隔调整为  $40\Delta t$ 。

在上仰过程的过失速阶段, 由于翼型前缘分离的影响, SST 湍流模型得到的压力分布在前缘附近表现明显的震荡, 得到的特征值分布见图 3。

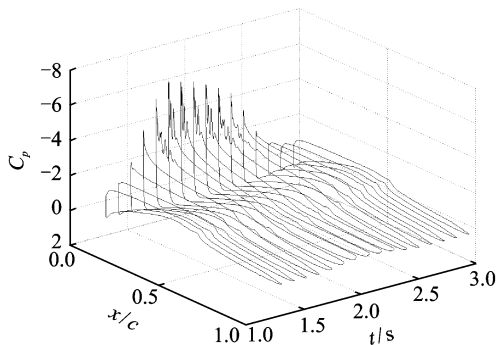


图 2 浅失速压力系数分布的周期变化过程

由图 2 可按照合适的总能量阈值来确定降阶模型的阶数。设阈值为 98%, 则只需用到前 46 阶。图 4 中给出了其中前 8 阶的基函数的具体形式, 相应的前 8 阶权函数在图 5 中给出。

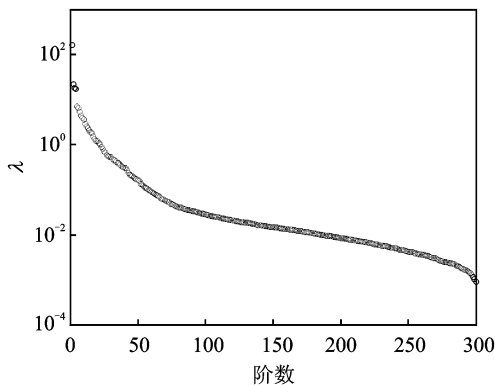


图 3 浅失速过程 POD 特征值  $\lambda$  分布

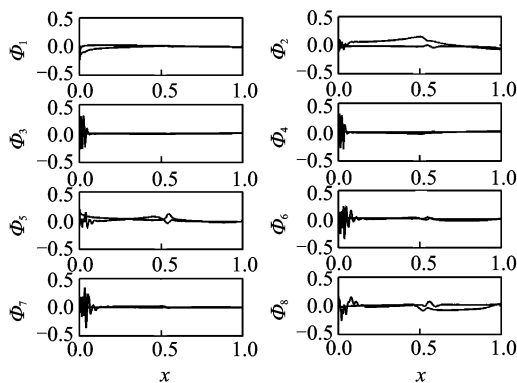


图 4 浅失速过程前 8 阶 POD 基函数

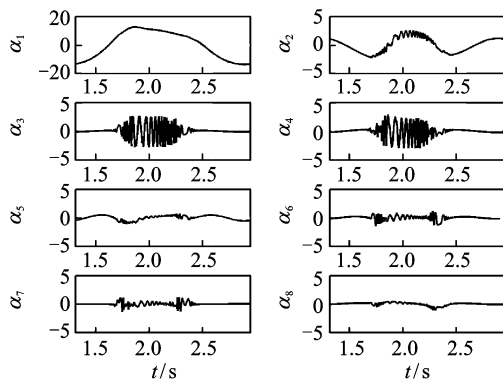


图 5 浅失速过程前 8 阶 POD 权函数

图 4、5 表明, 决定系统主要特征的前若干阶基函数幅值范围大体相当。大迎角时前缘分离间断引起了部分基函数的剧烈震荡, 会引起一定的建模误差。各阶基函数对该近似结果的影响逐阶递减, 具体表现为各阶权函数幅值的迅速递减趋势。另外, 权函数均呈现良好周期性, 这与原始流动过程的周期性是一致的。第二阶权函数的倍频特征明显。更高阶诸权函数在过失速阶段的剧烈震荡与大角度流动瞬态的大面积分离以及湍流的影响存在明显的对应关系。由上述 46 阶 POD 近似模型产生的误

差 2-范数  $\|e\|_2$  和相对误差  $\|e\|_2 / \|C_p\|_2$  分别为 0.6197 和 0.37%。

**算例 2** 深失速情况,  $\alpha = (20.0 \pm 10.0)^\circ$

深失速条件下压力分布的变化如图 6 所示, 主要基函数与权函数分别见图 7, 8。当阈值取 98% 时, 取 44 阶 POD 正交基, 相应误差  $\|e\|_2$  及相对值分别为 0.935 和 0.51%。

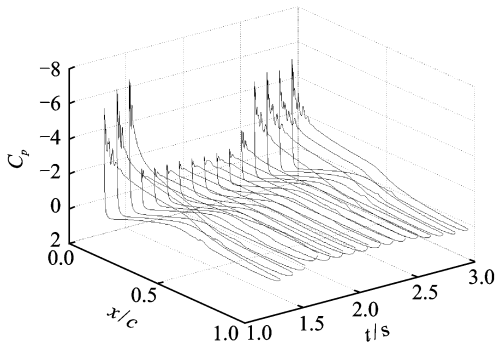


图 6 深失速压力系数分布的周期变化过程

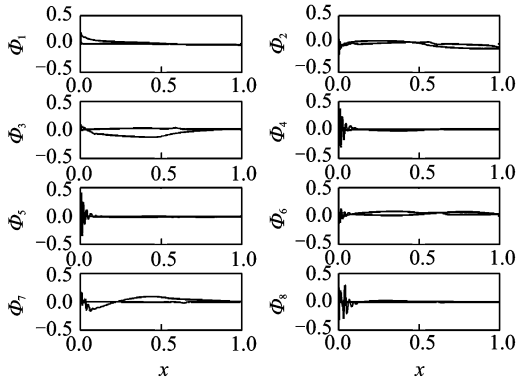


图 7 深失速过程前 8 阶 POD 基函数

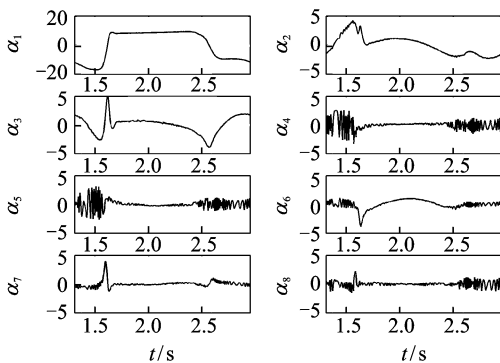


图 8 深失速过程前 8 阶 POD 权函数

## 4 结束语

综合以上算例可以看出, 在给定的能量阈值限制下, 能够利用 CFD 数据库的结果分别找到一组与时间无关的降阶 POD 基函数以描述动态失速的主要特性; 与传统雷诺平均 N-S 方程求解方法相比, 在大体相当的精度要求下, 本方法用于进一步模型重构工作所需的计算量将主要取决于 POD 近似所取阶数。由于该值一般远小于原始数据的数

目, 因此可以大幅降低后续计算量。这也是降阶模型的固有优势所在。

目前对于浅失速情况, 常规 CFD 计算方法可以给出比较可信的结果; 但深失速情况下由于 RANS 方程中湍流模型的限制, 计算结果在过失速阶段的可靠性明显降低, 对于本方法的近似效果会造成一定影响。

**致谢** 本文 CFD 计算部分的工作得到了研究生王强、钟伟和吴江海的帮助, 特此致谢。

## 参考文献:

- [1] 牛山泉. 风能技术[M]. 北京: 科学出版社, 2009: 3-4.
- [2] Hau E. Wind turbine[M]. Berlin: Springer, 2006: 71-74.
- [3] Hansen A C, Butterfield C P. Aerodynamics of horizontal-axis wind turbines[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1993, 25: 115-149.
- [4] Ericsson L E, Reding J P. Fluid mechanics of dynamic stall part I: unsteady flow concepts[J]. Journal of Fluids and Structures, 1988, 2(1): 1-33.
- [5] Kim J, Moin P, Moser R. Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number[J]. J of Fluid Mechanics, 1987, 177: 133-166.
- [6] 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.
- [7] 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): 428-433.
- [8] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [C]//4th Inter Symp on Turbulence, Heat and Mass Transfer. Antalya, Turkey: Begell House, 2003: 625-632.
- [9] Leishman J G. Validation of approximate indicial aerodynamic functions for two-dimensional subsonic flow[J]. J of Aircraft, 1988, 25(10): 917-922.
- [10] Larsen J W, Nielsen S R K, Krenk S. Dynamic stall model for wind turbine airfoils[J]. Journal of Fluids and Structures, 2007, 23(7): 959-982.
- [11] Tran C T, Petot D. Semi-empirical model for the dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of responses of a helicopter blade in forward flight[J]. Vertica, 1981, 5(1): 35-53.
- [12] Ekaterinaris J A, Platzer M F. Computational prediction of airfoil dynamic stall [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 33(11/12): 759-846.
- [13] Ramsay R R, Hoffman M J, Gregorek G M. Effects of grit roughness and pitch oscillation on the S809 airfoil[R]. NREL TP-442-7817. Golden, Colorado, US: National Renewable Energy Laboratory (NREL), 1995.
- [14] Holmes P, Lumley J L, Berkooz G. Turbulence, coherent structures, dynamical systems and symmetry [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1996: 86-127.