

风力机叶片非定常气动力降阶模型方法

赵玲 冉景洪 吕计男 刘子强

(中国航空气动力技术研究院,北京,100074)

摘要:基于计算流体力学(Computational fluid dynamic,CFD)的非定常气动力降阶模型方法,建立起叶段振动状态下的非定常气动力模型,用来模拟叶片变形与气流耦合作用下的附加非定常气动力,实现了叶段在旋转过程中的非定常气动特性建模。通过与CFD结果的校验,验证了方法的可行性,分析了模型对阶跃幅值、风速及振动频率等参数变化的敏感性,然后将方法推广至多叶段模型,并结合结构动力学方程给出多叶段模型的气动弹性响应历程。

关键词:风力机叶片;降阶模型;非定常气动力;气动弹性

中图分类号:TK83 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)05-0682-06

Reduced Order Model for Unsteady Aerodynamic of Wind Turbine Blade

Zhao Ling, Ran Jinghong, Lü Jinan, Liu Ziqiang

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing,100074,China)

Abstract: A reduced order model is adopted for unsteady aerodynamic force of wind turbine blade to simulate the additional unsteady aerodynamic force from the structure vibration coupled with fluid. The unsteady aerodynamic model of rotational elements is also established. The feasibility of the model is verified by computational fluid dynamic(CFD)method. Then the effects of some parameters, such as step amplitude, wind velocity, and frequency, on the model are analyzed. The aerodynamic force modeling is further applied to multiple blade elements combined with structural dynamics equations to simulate the aeroelastic response of blade elements.

Key words: wind turbine blades; reduced order model; unsteady aerodynamics; aeroelasticity

气动弹性分析是风机设计中不可缺少的重要内容,它一方面依赖于对叶片复杂结构特性的了解,另一方面则依赖于对空气动力特性的描述分析。目前风机叶片的气动性能设计大部分主要采用动量叶素理论及多种修正方法^[1-4],但其实质上是一种二维定常气动力模型,根据不同迎角下叶素的升阻力系数实现叶素上的气动力计算。在分析时假设结构变形量很小,将叶片运动与外部流场进行解耦考虑,气动力按照结构未变形获取的情况给出。对于大型风力机,由于叶片柔性增大,大载荷条件下,叶片的振动幅值明显。在叶片振动变形与气流的相互耦合下会产生附加的非定常气动力,影响叶

片自身的气动性能。因此,必须考虑与结构运动特点有关的气动力脉动量,分析这些脉动成分对风力机结构动力学响应的影响。随着计算流体力学(Computational fluid dynamic,CFD)技术的快速发展,使得风机叶片的全流场数值模拟成为可能^[5-6],但由于其计算工作量大,离快速工程应用尚有一定距离。而采用基于CFD数据的降阶模型方法在提高计算效率的同时能够具有较好的计算精度,为风机叶片气动计算提供新的思路。本文从降阶模型方法出发,在少量CFD计算数据基础上建立起典型叶段在任意运动下的非定常气动力模型,计及了因叶片振动引起的附加非定常气动力,并在此基础

基金项目:国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2007CB714603)资助项目。

收稿日期:2011-04-23;**修订日期:**2011-08-18

通讯作者:赵玲,女,工程师,1982年12月生,E-mail:zhaoling_zlg@163.com。

上实现了多叶段的气动建模及响应分析。

1 理论基础

Volterra 级数降阶模型(Reduced order model, ROM)方法是基于系统外部输入输出特征(如输入结构位移,输出对应的气动力响应),从系统辨识角度构建系统模型的辨识方法^[7-8],此方法有较为清晰的物理含义,且具有很好的精度,适用于气动-结构-控制耦合系统的设计和 optimization 计算。其实质是一种线性卷积积分方法,它认为任何非线性时不变系统都可表述为无穷递增级数的多维卷积和,每一卷积积分中都包含一个核函数,如 h_1, h_2, \dots, h_n , 以表述系统的行为。核函数即具有时间尺度效应的单位脉冲载荷响应,具有弱非线性的系统可由前两项或前三项级数较好地描述,此时其他的高阶项通常会很快趋于0,可以在数学模型中忽略不计。而用 Euler 方程和 N-S 方程描述的系统则可用弱非线性系统逼近。

$$y[n] = h_0 + \sum_{k=0}^N h_1[n-k]u[k] + \sum_{k_1=0}^N \sum_{k_2=0}^N h_2[n-k_1, n-k_2]u[k_1]u[k_2] + \dots \quad (1)$$

对核函数的了解有助于预测系统在任意输入下的响应,这对非定常气动力建模至关重要。基于 CFD 求解器得到的核函数不仅能够准确反映流场特性,同时一旦核函数辨识出来,只需以叶片运动规律作为输入做级数求和便可快速预测任意叶片弹性运动下的非定常气动力。图1给出降阶模型的流程示意图。

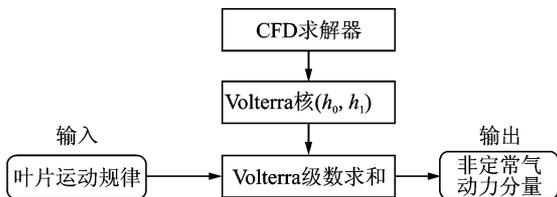


图1 降阶模型流程

为便于与结构联立,在得到核函数后,可从系统辨识角度[如特征系统实现算法(Eigensystem realization algorithm, ERA^[9])]建立描述这个气动力系统的状态空间模型。

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_A(n+1) &= \mathbf{A}_A \mathbf{x}_A(n) + \mathbf{B}_A u(n) \\ \mathbf{F}_A(n) &= \mathbf{C}_A \mathbf{x}_A(n) + \mathbf{D}_A u(n) \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{A}_A, \mathbf{B}_A, \mathbf{C}_A, \mathbf{D}_A$ 为气动系统状态方程和输出方程矩阵,可通过降阶模型辨识得到。这样只需利

用 CFD 求解器进行简单的激励响应计算,便可建立相应的降阶气动力模型,同时结合结构参数可快速地进行结构-气动耦合分析。

2 单叶段非定常气动力分析

叶片振动分析模型一般要考虑叶片挥舞(沉浮)、摆振和扭转3个运动模式,考虑到对多数叶片扭转模式频率远高于挥舞和摆振频率,因此忽略扭转模式,主要考虑挥舞和摆振模式对非定常流场的影响。分析时首先利用 CFD 求解器计算定常流场状态,在定常状态条件下将叶段运动模式作为边界条件引入 CFD 求解器,记录运动模式下的非定常气动力脉冲响应。为避免计算系统脉冲响应时数值精度受时间步长、激励值等因素的较大影响,改用精度更高的阶跃激励。位移阶跃激励在本质上与速度脉冲激励等效^[7]。获得脉冲(阶跃)响应数据后,利用特征实现算法构建以结构变形为输入、非定常气动力为输出的状态空间模型,并与 CFD 正弦响应计算结果进行比较验证。整体计算流程图2所示。

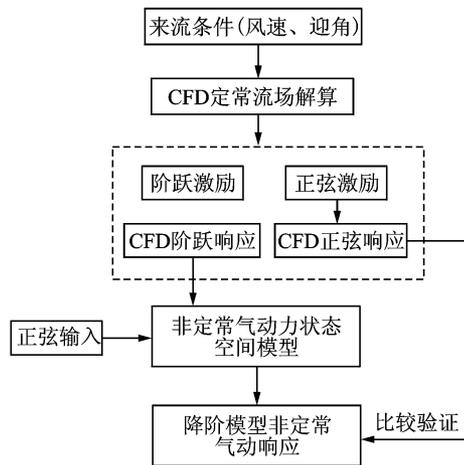


图2 降阶模型计算流程图

2.1 分析对象及定常流场解算

选取南京航空航天大学 NH1500 kW 叶片距叶根 34.5 m 处典型叶素为分析对象,其中叶素翼型为 NH02-18,弦长 0.951 m,风速 10.4 m/s,建立等截面无扭角叶段,叶段展长 0.4 m,迎角初步设定为 5.5°。在 CFD 计算中,来流速度的给定为考虑叶素轴向速度和切向速度后的合成值(62.2 m/s)。对于单个叶素分析时,不考虑叶素展向的弹性变形,整个叶段按刚性运动模式处理。

计算过程中,基于压力修正的 Simple 算法,加入 S-A 湍流模型,空间方向选用一阶迎风差分格式,时间方向选用一阶隐式差分格式求解。首先建

立叶段的3D网格,基于初始静网格计算出叶段给定迎角下的定常流场,然后采用整体刚性网格运动原理实现一个物理时间步内从稳态流场发生阶跃至运动模态位置处,推进计算直至获得对应运动模态状态下的稳态流场。图3给出叶段翼型及定常流场图。

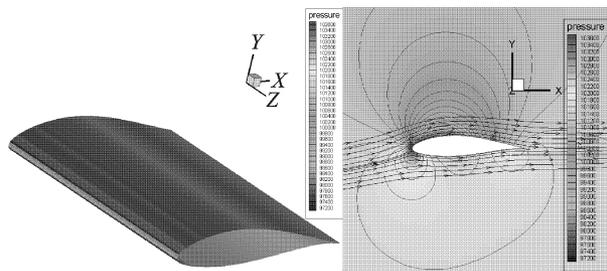


图3 NH02-18翼型及定常流场图

原则上,阶跃是要在零时间内实现,但数值模拟达不到这个要求,流场计算至少需要一个时间来推进,推进步长的选取需要综合考虑流场结构反应速度、结构响应快慢及数值计算稳定性等因素,最终选取时间步长 $dt=0.005\text{ s}$ 。

2.2 挥舞及摆振运动非定常气动力分析

设置小值初始位移以提供系统激励,得到系统挥舞及摆振阶跃激励,图4给出挥舞阶跃激励下的升力 F_l 和阻力 F_d 响应结果。气动力经过初始扰动后稳定于定常解。从非定常气动模型的输入数据即可看出,辨识后的气动模型实际上能够在定常气动力基础上进一步考虑结构运动带来的附加非定常

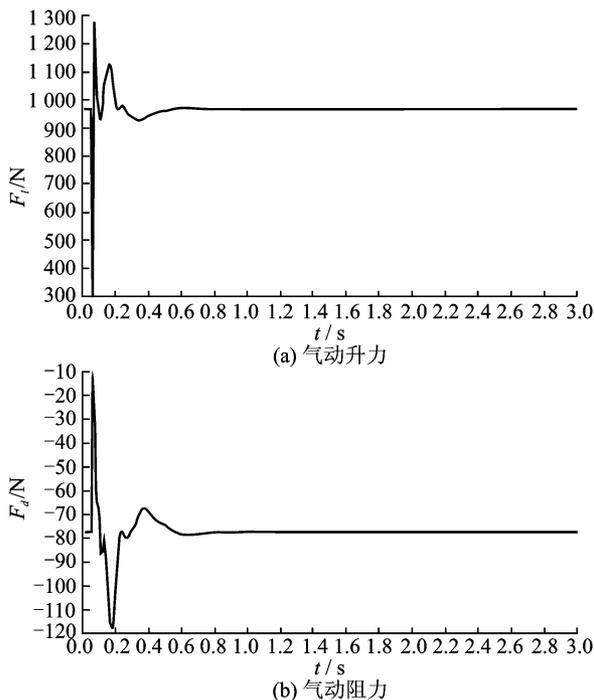


图4 挥舞阶跃气动升阻力响应结果

气动力。图5给出叶段正弦挥舞运动及正弦摆振运动下的降阶模型与CFD非定常升力时域响应比较。其中,正弦运动规律表述为 $y=y_0+Asin(\omega t)$,振动幅值 $A=0.1\text{ m}$,频率 0.885 Hz 。降阶模型与CFD计算两者具有较高的吻合度,仅有微小相位偏差存在,这是由于在降阶模型中仅考虑低阶核函数的缘故。

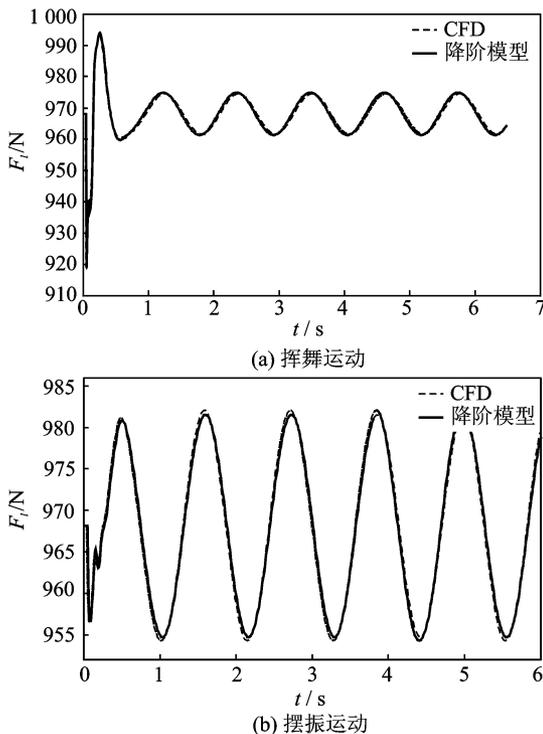


图5 降阶模型与CFD非定常升力数值结果比较(挥舞,摆振)

2.3 降阶模型参数适用性分析

(1) 阶跃幅值对模型辨识影响

在计算系统阶跃响应时,须给予系统非零初始位移以提供系统激励,分析时一般要求初始位移的设置小值。为判断输入幅值(即初始阶跃位移)对模型辨识结果的影响,设定初始位移分别为 $u_1=0.1\text{ m}$ (约10%弦长), $u_2=0.05\text{ m}$ (约5%弦长), $u_3=0.02\text{ m}$ (约2%弦长)。根据相应的阶跃响应数据辨识非定常气动力模型后,再将辨识出的气动力模型输入以相同正弦运动规律,比较辨识模型与CFD计算结果的一致性。

图6~8分别给出由 u_1, u_2, u_3 辨识得到的气动力模型在相同正弦运动规律($y=y_0+Asin(\omega t)$,振动幅值 $A=0.1\text{ m}$,频率 0.885 Hz)下的升力计算结果。可以看出,在给定的3个初始位移值中, u_3 辨识结果更接近CFD计算值,两者量级吻合良好,仅有微小的相位偏差存在。修改正弦运动幅值后($A=0.05\text{ m}$), u_3 的辨识结果仍具有较高精度,见图9。

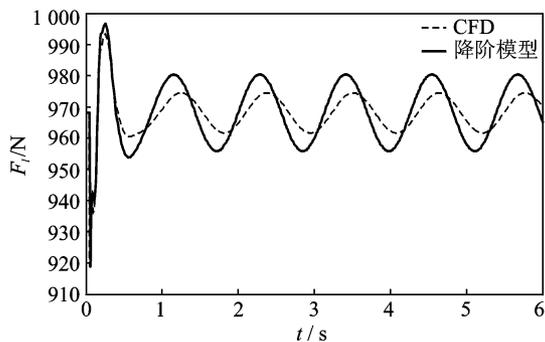


图6 CFD与降阶模型计算结果比较(挥舞, $u_1, A=0.1\text{ m}$)

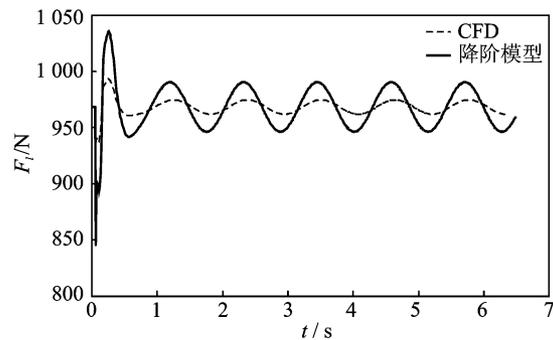


图7 CFD与降阶模型计算结果比较(挥舞, $u_2, A=0.1\text{ m}$)

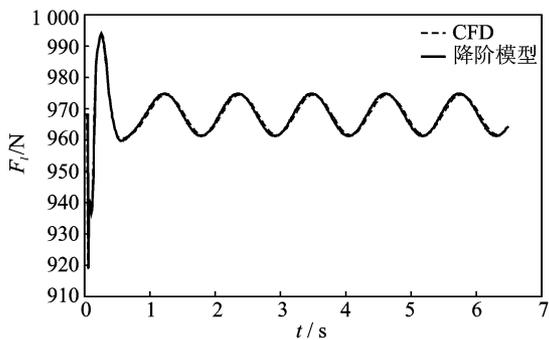


图8 CFD与降阶模型计算结果比较(挥舞, $u_3, A=0.1\text{ m}$)

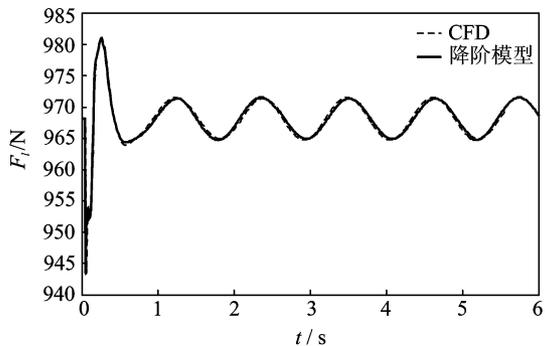


图9 CFD与降阶模型计算结果比较(挥舞, $u_3, A=0.05\text{ m}$)

(2) 风速变化对降阶模型影响

在考虑附加非定常气动力时,为保证所建气动力模型在其他应用条件下的适用性(如变风速、变弦长),建模时首先将CFD计算所得非定常气动力结果进行量纲一处理,对所得非定常气动力系数

C_{L_f}, C_{D_f} 进行辨识,最后辨识得到的降阶模型[见式(2)]可改写为

$$X_A(n+1) = A_A x_A(n) + B_A u(n) \tag{3}$$

$$F_A(n) = q \cdot l \cdot c [C_A x_A(n) + D_A u(n)]$$

式中: q 表示动压; l 表示展长; c 为弦长。研究过程中先由NH02-18翼型在风速 10.4 m/s 时辨识得到ROM核函数,然后建立起降阶模型,再基于该降阶模型计算风速 15 m/s 时的叶段做正弦挥舞运动的非定常气动力,其中 $y=y_0 + A\sin(\omega t)$,振动幅值 $A=0.02\text{ m}$,频率 0.885 Hz ,结果见表1。从降阶模型所得结果与CFD计算相比较可以得知,经量纲一处理后的降阶辨识模型具有很好的适用性。

表1 变风速降阶模型计算结果($v=15\text{ m/s}$)

气动参数	F_l/N	F_d/N
定常气动力(CFD)	1 760.17	-186.85
定常气动力(ROM)	1 759.96	-186.87
非定常幅值(CFD)	18.77	6.57
非定常幅值(ROM)	19.12	6.67

(3) 频率相关性

结构振动快慢会对流场产生不同的扰动效应,为分析所辨识模型对振动频率的敏感性,文中以叶段挥舞正弦运动为例,研究振动频率改变对降阶模型的影响。考虑到在风机叶片振动中低阶模态起主要作用,参考南京航空航天大学NH1500 kW叶片模型的低阶固有频率值,同时避免倍频的出现,分析时设定运动频率分别为 $f_1=0.885\text{ Hz}$, $f_2=1.2\text{ Hz}$ 。图10,11为两频率作用下的升阻力时程图,两者符合度较高,表明本文研究中结构振动频率对建立的降阶模型没有影响。此外,已有文献表明,Volterra级数辨识模型在高阶频率下也同样适用^[8]。

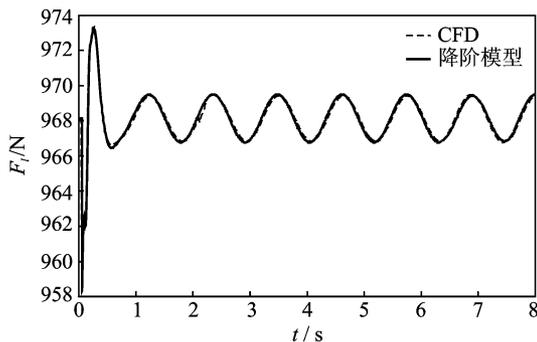


图10 CFD与降阶模型非定常升力结果比较(挥舞, $f=0.885\text{ Hz}$)

3 计及旋转效应的非定常气动力模拟

在已有的叶段降阶模型中,气动力建模多在固定迎角下进行,而实际叶片在旋转过程中,受风

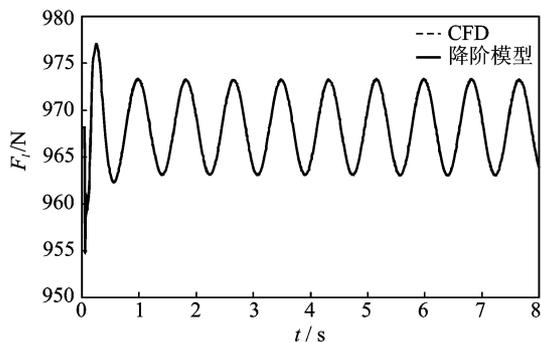


图11 CFD与降阶模型非定常升力结果比较(挥舞, $f = 1.2 \text{ Hz}$)

锥角、风轮仰角及风剖面影响,在不同旋转方位角位置,气流相对于翼型迎角是变化的;为分析旋转过程中迎角的变化,以NH1500叶片为例,画出沿叶片展向多个叶素的迎角 α 随旋转方位角的变化曲线(假定旋转3周),详见图12。通过曲线图可以看出,在旋转过程中,迎角变化基本满足谐波规律,迎角的变化频率与叶片转速相同,即 17.2 r/min 。

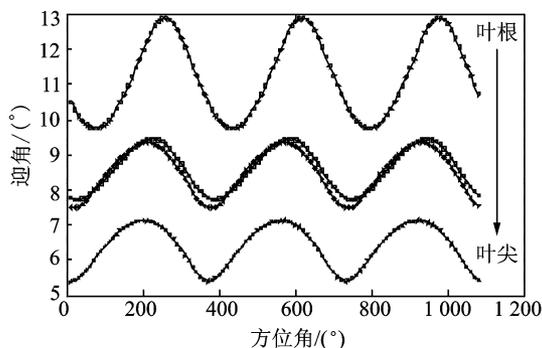


图12 叶段迎角随方位角的变化图

为模拟旋转过程中的迎角变化,可将旋转过程中固定叶段在变风向来流的运动转变为固定来流中叶段的俯仰运动,如图13。如此,便可在降阶模型中很好地考虑叶段的旋转。在分析时首先建立平均迎角状态下叶段的俯仰运动气动力降阶模型,再辅助以旋转过程中迎角的变化规律作为输入,便可获得计及旋转效应的非定常气动力。将计及叶段旋转效应的非定常气动力模型与平均迎角下叶段的挥舞运动及摆振运动气动力模型联立分析,可快速获得任一叶段旋转过程中挥舞、摆振运动模式下的非

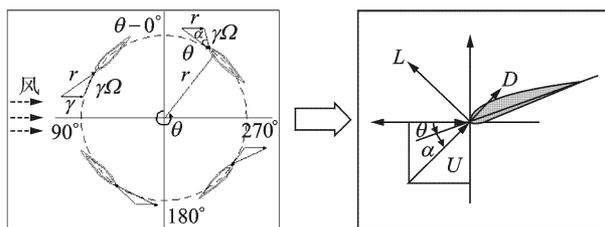


图13 旋转过程中的迎角变化转化图

定常升力、阻力或轴向力、推力及驱动力矩,其非定常升阻力表达式可写为

$$F_{\text{total}} = F_{\text{flap}} + F_{\text{swing}} + F_{\text{rotate}}$$

仍选取叶片距叶根 34.5 m 处典型叶素为分析对象,其中迎角的设定参考对应叶素的迎角均值给定,定义为 8.5° 。基于CFD阶跃响应得到叶段俯仰运动气动力模型。图14为基于降阶模型得到的叶段旋转一周过程中的升力变化结果。

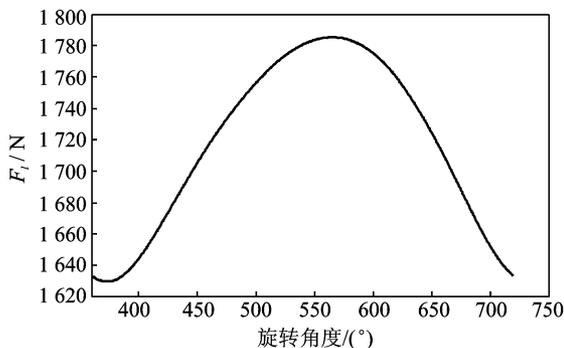


图14 叶段俯仰阶跃响应及旋转一周过程由迎角改变引起的非定常气动力变化图

4 多叶段非定常气动力模拟

已知降阶模型能够很好地模拟单叶素旋转过程中挥舞及摆振运动的非定常升阻力,对于多叶段模型的考虑,仍可遵循单独叶素的分析,采用片条理论将每个叶素气动力沿径向积分引入至多叶段模型中,获得多个叶段上的非定常升阻力。

建立翼型为NH02-21、NH02-18和NH02-15的3个叶段模型(由叶根至叶尖),每个叶段展长均为 0.5 m 。为便于分析,取相同弦长 1.173 m ,初始迎角为 8.5° ,分析时忽略不同翼型间的过渡处理,考虑由于叶段切向流速度造成的各叶段来流速度的不同。此处来流风速指考虑叶素轴向速度和切向速度后的合成值。

分别建立三叶素在挥舞、摆振及旋转过程的非定常升阻力模型,并根据翼段质量刚度属性建立多叶段弹性悬臂梁模型,梁模型属性参考南京航空航天大学叶片部分叶段属性给出,具体属性见表2。在气动模型中,输入和输出分别为结构位移和非定常气动力,结构振动模型中输入和输出则分别为非定常气动力及结构节点位移。两个模型耦合求解直至求解结束,得到整个叶段的时域振动响应数据。基

表2 叶段翼型属性及等效梁模型模态数据

叶段编号	翼型	模态	固有频率/Hz	振型描述
1	NH02-21	1	4.11	一阶挥舞
2	NH02-18	2	8.53	二阶挥舞
3	NH02-15	3	12.79	一阶摆振

本分析流程如图 15 所示。

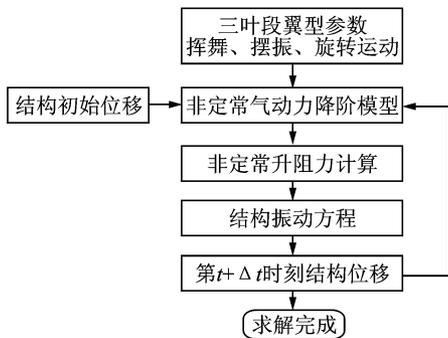


图 15 多叶段响应计算流程图

模型叶尖挥舞及摆振方向振动的时程如图 16 所示。叶尖结点挥舞位移均值为 7.60 cm, 挥舞幅值 0.84 cm, 摆振位移均值为 4.16 cm, 摆振幅值 0.20 cm。

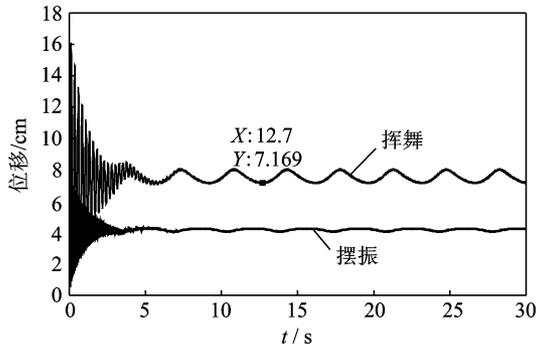


图 16 三叶段模型叶尖节点振动位移响应

5 结束语

本文从降阶模型方法入手模拟旋转过程中叶片振动产生的附加非定常气动力。当阶跃输入幅值为弦长比例 2% 时, 所建降阶模型精度较高, 并在不同风速及扰动频率条件下具有较好的适用性。为风

力机叶片气动弹性研究提供了快速的非定常气动力计算方法。

参考文献:

- [1] Wilson R E, Lissaman P B S. Applied aerodynamics of wind power machines [R]. Report NSF/RA/N-74113. Washington D C: National Science Foundation, 1974.
- [2] Hansen M O L. 风力机空气动力学 [M]. 肖劲松, 译. 2 版. 北京: 中国电力出版社, 2009.
- [3] Lanzafame R, Messina M. Fluid dynamics wind turbine design: critical analysis, optimization and application of BEM theory [J]. Renewable Energy, 2007, 32(14): 2291-2305.
- [4] 伍艳, 王同光. 风力机叶片的三维非定常气动特性估算 [J]. 计算力学学报, 2008, 25(1): 100-103.
- [5] Duque E P N, Burklund M D, Johnson W. Navier-Stokes and comprehensive analysis performance predictions of the NREL phase VI experiment [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2003, 125(4): 457-468.
- [6] Sørensen N N, Michelsen J A, Schreck S. Navier-Stokes predictions of the NREL phase VI rotor in the NASA Ames 80 ft × 120 ft wind tunnel [J]. Wind Energy, 2002, 5: 151-169.
- [7] Silva W A. Reduced-order models based on linear and nonlinear aerodynamic impulse response [R]. AIAA-99-1262, 1999.
- [8] Raveh D E. Reduced order models for nonlinear unsteady aerodynamics [R]. AIAA 2000-4785, 2000.
- [9] Juang J N, Pappa R S. An eigensystem realization algorithm (ERA) for modal parameter identification and model reduction [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1985, 8(5): 620-627.