

偏航状态下的风力机叶片气弹响应计算

陈佳慧 王同光

(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:考虑气动弹性对风力机叶片的影响,采用非定常叶素动量理论计算气动载荷,考虑离心力影响计算挥舞/摆振耦合的旋转叶片动力特性,运用模态叠加法,建立了叶片动力学方程,采用Runge-Kutta-Nyström方法对方程进行求解,并引入气动阻尼效应,实现了气动与结构的耦合。进行了叶片动力特性及稳定偏航下叶片载荷与气弹响应的计算,并与商用软件计算结果进行了分析比较。结果表明,离心力对叶片动力特性存在明显影响,考虑气动弹性影响十分必要,对准确预测叶片振动水平和疲劳寿命具有重要意义。与商用软件相比,本文方法有一定的改进。

关键词:非定常叶素动量理论;动力特性;模态叠加法;气弹响应

中图分类号:O354;V211 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)05-0629-06

Aeroelastic Responses Calculation of Wind Turbine Blade in Yaw Condition

Chen Jiahui, Wang Tongguang

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

Abstract: The aeroelastic effect on wind turbine blade is investigated. The unsteady blade element momentum method is used to calculate the aerodynamic loads and the effect of centrifugal force is considered to obtain the dynamic characteristics of rotating flap/edgewise coupled blade. The mode superposition method is used to build the dynamics equations of blade, which is solved by the Runge-Kutta-Nyström methods, and the aerodynamic damping is imported to couple aerodynamics with structures. The dynamic characteristics of the blade and the loads as well as the aeroelastic responses in yaw condition are calculated. The results demonstrate that the centrifugal force has obvious influence on the dynamic characteristics of the blade and it is necessary to consider the aeroelastic effect, which is important for precisely estimating the vibration level and the fatigue life of blade. Compared with the commercial code, the presented methods have certain improvements.

Key words: unsteady blade element momentum theory; dynamic characteristics; mode superposition method; aeroelastic responses

在过去的25年中,风力机的尺寸显著增加,从风轮直径10~15 m的50 kW机组发展至如今的风轮直径超过120 m的5 MW商用型机组。这种发展促使设计工具从简单假设风为恒定的静态计算,向使用非定常气动载荷模型,考虑风力机气弹响应的

动态仿真计算发展^[1]。风力机叶片为具有大展弦比的薄壁结构,随着尺寸增加,刚度相应降低,会引起明显的弹性变形问题。在实际运转过程中,风力机所受载荷具有周期性和随机性,使叶片产生振动变形,不仅会改变设计状态的气动外形,影响风轮的

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;江苏省创新学者攀登(BK2008044)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2011-04-29;**修订日期:**2011-07-29

通讯作者:王同光,男,教授,博士生导师,1962年3月生,E-mail:tgwang@nuaa.edu.cn。

气动性能,同时会引起交变应力,影响叶片疲劳寿命,还可能引起稳定性等问题^[2]。因此,准确预测叶片的流固耦合响应,研究气动弹性对叶片以及风力机组的影响,对提高叶片气动性能和结构安全性以及疲劳寿命具有重要意义。

本文分析了离心力对挥舞/摆振耦合的叶片动力特性的影响,计算了稳定偏航状态下叶片所受的非定常载荷,运用模态叠加法,建立了叶片动力学方程,并采用Runge-Kutta-Nyström方法对方程进行求解,引入气动阻尼效应,实现了气动与结构的相互耦合,计算和分析了叶片的气弹响应及其影响,并与商用软件计算结果进行了分析比较。

1 方法描述

1.1 坐标系

为了描述载荷、位移等矢量在空间与时间上的分布情况,方便在各坐标系之间进行转换,本文采用如图1所示的4个坐标系。坐标系1位于塔架底部,坐标系2位于机舱与塔架连接处,坐标系3位于主轴上并跟随其旋转,坐标系4位于轮毂中心 x 轴与一叶片展向保持一致。

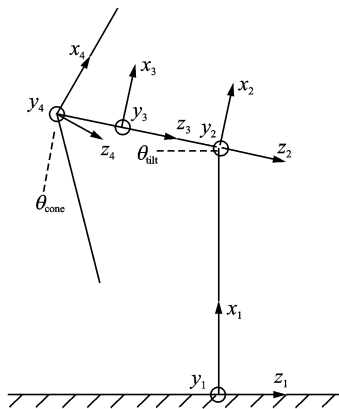


图1 坐标系

1.2 叶片载荷求解

叶素动量(Blade element momentum, BEM)理论是进行风力机气动载荷计算最为常用的方法。不仅由于其简便快捷,而且在具备准确翼型数据的条件下能够提供满意的计算结果^[1]。同时BEM理论还不断地被进一步改进,以提高计算准确性,扩大适用范围。

本文使用经修正的非定常BEM理论^[3-4],引入叶根损失和叶尖损失,并在轴向诱导因子 a 较大时使用推力系数 C_t 的经验模型。使用该方法,可以计算在不同风速、转速、桨距角及偏航角下的载荷。

流经叶片的相对速度 v_{rel} 如下

$$\begin{pmatrix} v_{rel,y} \\ v_{rel,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_{oy} \\ v_{oz} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_{rot} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} W_y \\ W_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} v_{by} \\ v_{bz} \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中: v_o 为风速; v_{rot} 为风轮转速; W 为诱导速度; v_b 为叶片振动速度。各速度矢量关系可见图2。

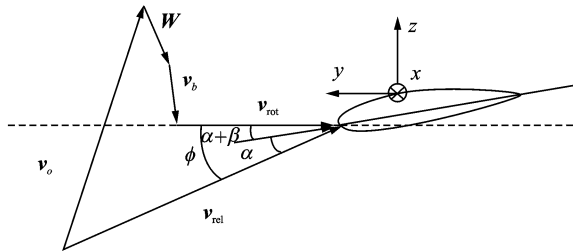


图2 诱导速度分量示意图

诱导速度 W 可表示^[1]为

$$W_z = \frac{-BL\cos\phi}{4\rho\pi r F |v_o + f_g \mathbf{n}(\mathbf{n} \cdot \mathbf{W})|} \quad (2)$$

$$W_y = \frac{-BL\sin\phi}{4\rho\pi r F |v_o + f_g \mathbf{n}(\mathbf{n} \cdot \mathbf{W})|} \quad (3)$$

式中: B 为叶片数; L 为升力; ϕ 为入流角; ρ 为空气密度; r 为叶素的展向位置; \mathbf{n} 为风轮平面的法向向量; F 为Prandtl叶尖损失因子^[5]; f_g 为Glauert修正^[3]。同时,本文应用了动态入流模型^[6]和动态失速模型^[7]针对非定常效应进行修正。

非定常气动载荷需在时间域内求解,以作为结构模型的输入条件。在某一特定时间步,先确定各翼型截面的局部迎角,然后通过查表获得升力系数和阻力系数,再进行载荷积分。由于诱导速度在时间域内变化相当缓慢,因此可以直接在时间域内进行迭代,即使用上一时间步得到的数值计算式(2, 3),并应用动态入流模型修正诱导速度,从而更新诱导速度,持续进行迭代直到诱导速度在每个时间步均收敛,应用动态失速模型对翼型数据进行修正。

重力载荷:叶片在旋转过程中受重力载荷作用,随着方位角变化,叶片坐标系4下的重力载荷各分量按正弦规律周期性变化。地面坐标系1下的重力载荷为 $(-mg, 0, 0)$,可根据1.1节所述的关系进行坐标变换。

惯性载荷:旋转引起的叶片某一微段的离心力为 $dN = m(x)\omega^2 r dr$,沿展向积分后可得到离心力载荷分布。叶片在横向振动时,离心力引起的弯矩对叶片固有特性的影响将在1.3节讨论。

1.3 叶片结构动力学模型

叶片由复杂的复合材料铺层构成,但在动力学建模时仍可作为悬臂梁处理,文献[8]给出了梁

段的平衡方程,但未包括离心力项。由于叶片在运转时受离心力作用,必须考虑其影响,在方程中加入离心力项

$$dT_z = -p_z(x)dx + m(x)\ddot{u}_z(x)dx \quad (4)$$

$$dT_y = -p_y(x)dx + m(x)\ddot{u}_y(x)dx - dN_y$$

$$dM_y = T_z dx - N_x dz \quad (5)$$

$$dM_z = -T_y dx - N_y dx + N_x dy$$

式中: T 为剪力; M 为弯矩; $p(x)$ 为分布外载荷; $m(x)$ 为线质量; $\ddot{u}(x)$ 为加速度; N 为离心力。在 xz 平面内,叶片作挥舞运动,离心力 N_x 产生恢复弯矩,起到刚化作用;在 xy 平面内,叶片作摆振运动,由于摆振与旋转运动处于同一平面,离心力按坐标分解,分量 N_x 起刚化作用,而分量 N_y 起到柔化作用。

叶片沿展向存在几何扭转角分布及桨距角变化会引起挥舞/摆振的弹性耦合效应^[9-10]。根据工程梁理论^[11],横向载荷必须施加在主轴平面内,方能应用曲率计算公式。因此计算时必须先将载荷向主轴平面分解,分别求出关于主轴的曲率后,再将曲率转换回 y 轴和 z 轴,进而计算角位移分布及挠度分布。

模态分析是叶片固有特性分析中必不可少的环节,也是应用模态叠加法计算叶片动态响应的基础。本文计入离心力作用求解叶片动力特性。

由于位移具有 $u = A \sin \omega t$ 的形式,则加速度 $\ddot{u} = -\omega^2 u$, ω 为特征频率^[8]。将方程组(4)去掉外载荷项,并代入加速度项,得到

$$\frac{dT_z}{dx} = -m(x)\omega^2 u_z(x) \quad (6)$$

$$\frac{dT_y}{dx} = -m(x)\omega^2 u_y(x)$$

比较式(4,6)可知,当外载荷等于惯性力时,可得到特征模态。

由于式(6)中的位移未知,必须进行迭代求解。首先假定一组初始载荷,并考虑离心力影响,利用平衡方程(4)求得初始位移,利用叶尖位移估算特征频率

$$\omega^2 = \frac{p_z^N}{u_z^N m^N} \quad (7)$$

计算新一轮载荷分布,载荷沿叶尖的位移需作归一化处理,重复上述步骤直至特征频率收敛,则位移分布即为该阶模态振型。

利用正交性条件:

$$\int_0^R u_z^j m u_z^k dx + \int_0^R u_y^j m u_y^k dx = 0 \quad j \neq k$$

可滤去前几阶模态的成分,从而求得下一阶模态。

本文计算叶片前二阶挥舞和二阶摆振模态,经计算验证可以较准确地描述叶片运动状态。

1.4 气动弹性响应计算

叶片动力学方程^[12]为

$$M\ddot{a}(t) + C\dot{a}(t) + Ka(t) = Q(t) \quad (8)$$

求解方法分为两类:直接积分法和振型叠加法。为降低自由度,减少计算时间,本文采用振型叠加法求解动力学方程,利用叶片的固有模态将方程组转换为 n 个互不耦合的方程,对这些方程进行求解,得到各阶模态的响应,然后将各阶响应叠加,即得到系统的响应。

引入坐标变换

$$a(t) = \Phi x(t) = \sum_{i=1}^n \phi_i x_i(t) \quad (9)$$

式中: Φ 为各阶振型; $x(t)$ 为广义位移,可将广义位移向量从物理空间变换到模态空间。

根据虚功原理

$$F_{g,i} dx = \int_S \mathbf{p} \cdot \mathbf{u}_i dS \quad (10)$$

以及正交性条件,可得解耦的动力学方程

$$\phi_i^T m \phi_i \ddot{x} + 2\xi_i \omega_i \phi_i^T m \phi_i \dot{x} + \omega_i^2 \phi_i^T m \phi_i x = \phi_i^T p(x) \quad (11)$$

加速度、速度、位移各项前的系数项分别为模态质量、模态阻尼与模态刚度, ξ_i 为第 i 阶振型的模态阻尼比。由于结构阻尼机理较为复杂,又考虑到方程解耦的需要,因此采用上述形式计入结构阻尼影响^[12]。

考虑气弹耦合作用,气动向结构提供载荷,而结构向气动反馈量为位移及速度。位移改变叶片气动外形,而叶片振动运动的速度引起气动力增量,该增量对叶片振动起阻尼作用,其大小与翼型升、阻力系数对迎角的变化率 $\partial C_l / \partial \alpha$, $\partial C_d / \partial \alpha$ 有关。在未失速情况下,气动阻尼为正值,对叶片振动起抑制作用;在失速情况下,气动阻尼为负值,对叶片振动起激振作用,可能引起结构破坏。本文在耦合计算中引入了气动阻尼作用。

叶片气弹响应的计算流程如下:程序按时间域运行,首先计算叶片动力特性;初始化加速度,速度和位移值;使用非定常BEM理论计算气动载荷,并与其他载荷合成,作为结构模型的输入条件;根据式(11)计算得到模态空间下的各项系数,使用Runge-Kutta-Nyström方法^[13]求解方程,得到下一时刻各阶模态的响应;使用式(9)进行叠加,得到叶片在物理空间内的响应,并引入气动力求解中,再次计算载荷,如此迭代直到收敛。

2 算例与结果分析

2.1 计算模型

本文采用一变桨型风力机作为计算模型。该风力机额定功率为1.5 MW,叶片长度为41 m,风轮额定转速为17.2 r/min,计算风速为设计风速10 m/s,初始桨距角为 0° 。

在此模型基础上,本文对叶片动力特性、固定偏航状态下叶片载荷及气弹响应等进行了计算和分析。

2.2 叶片动力特性计算

本文分别计算了静止状态下和17.2 r/min转速下叶片的前二阶挥舞和摆振模态。表1分别列出了本文和Bladed计算的固有频率,由计算结果可以看出,离心力对叶片一阶挥舞模态有明显的刚化作用,一阶挥舞频率增加了12%,而对高阶模态影响较小,对摆振模态的影响明显小于挥舞模态,主要原因在于摆振刚度大于挥舞刚度以及离心力分量 N_y 在摆振平面内会产生柔化作用。除一阶摆振频率外,本文计算结果与Bladed相比误差很小,若去掉 N_y 相关项,则计算所得的一阶摆振频率与Bladed误差仅为 -0.2% ,可见Bladed可能在挥舞和摆振方向采用了相同的计算方程,未考虑 N_y 的影响,因此本文的计算结果更为准确。

表1 叶片固有频率

0 r/min	本文结果/ Hz	Bladed 计算 结果/Hz	误差/%
一阶挥舞	0.818	0.818	0.00
一阶摆振	1.349	1.352	-0.22
二阶挥舞	2.355	2.337	0.77
二阶摆振	4.35	4.324	0.60
17.2 r/min	本文结果/ Hz	Bladed 计算 结果/Hz	误差/%
一阶挥舞	0.919	0.918	0.10
一阶摆振	1.361	1.394	-2.35
二阶挥舞	2.468	2.448	0.80
二阶摆振	4.389	4.372	0.40

由于叶片沿展向存在几何扭转角,因此存在挥舞/摆振耦合,各阶振型在两个平面内均有分量,17.2 r/min转速下叶片的前二阶挥舞和摆振振型如图3、4所示。

2.3 叶片气动弹性响应计算

本文对风力机在10 m/s风速、风轮转速17.2 r/min、叶片桨距角 0° 、风轮偏航角 20° 的工况下进行了计算。

图5所示为叶片根部剪力随时间变化曲线。由

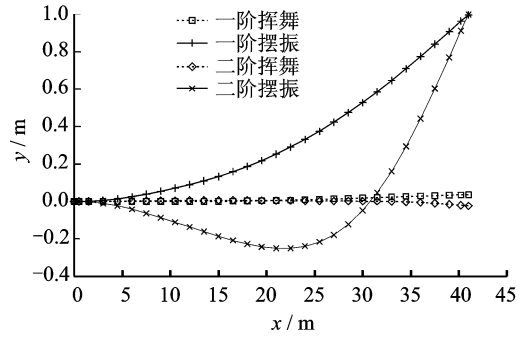


图3 叶片前二阶挥舞和摆振y方向振型

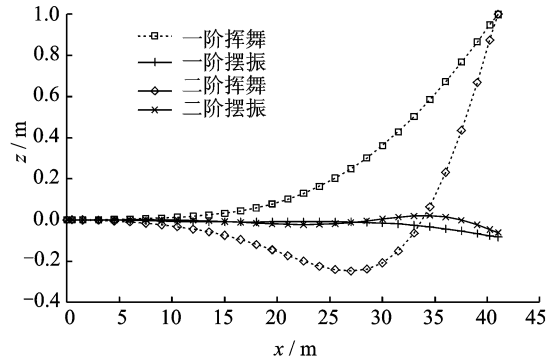


图4 叶片前二阶挥舞和摆振z方向振型

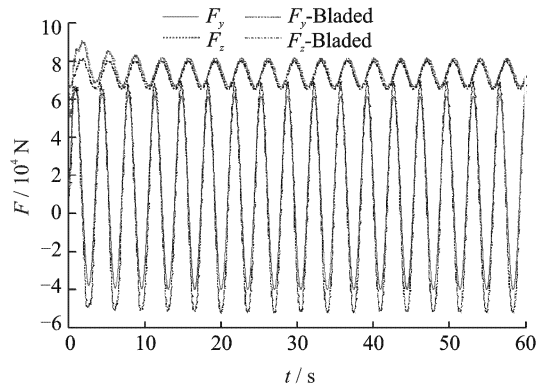


图5 叶根剪力随时间变化曲线

图可见,载荷随时间呈周期性变化,y方向剪力主要为重力载荷与气动载荷,其中重力载荷比重较大,z方向主要为气动载荷,由于偏航的因素,叶片在运转过程中攻角呈周期性变化,导致气动力也呈周期性变化。交变载荷会导致载荷峰值大于稳态值,降低结构安全系数,同时载荷引起的交变应力会导致疲劳问题,影响叶片疲劳寿命,另一方面交变载荷使叶片处于受迫振动状态,引起叶片动态响应。收敛后的计算结果与Bladed计算结果相比,剪力z方向分量均值、幅值、相位均与其较为接近,y方向分量幅值误差略大,但均值误差较小。

叶片位移响应如图6所示。由图可见,叶片在挥舞方向以均值3.37 m 幅度约0.27 m 作受迫振动,在摆振方向以均值0.19 m 幅度约0.28 m 作受迫振动,振动周期和相位与载荷具有一致性。挥舞方向的变形较大,对风轮气动特性及结构安全性有影响,应在设计中予以考虑。本文计算结果在挥舞方向均值与Bladed 计算结果一致,但幅值偏大,摆振方向两者较为一致。

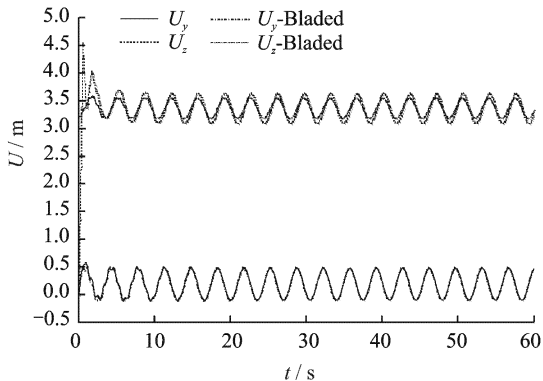


图6 叶片位移随时间变化曲线

为考察气动阻尼的影响,本文分别计算了引入气动阻尼前后叶片动态响应。图7,8 分别为挥舞方向叶尖振动速度与位移曲线。由图可见,在仿真时间120 s 以后,忽略气动阻尼计算所得的振动速度较大,且仍有其他谐波成分,位移响应幅值仍较大,且尚未进入稳定状态,而引入气动阻尼的计算值在开始计算后很快进入稳定的受迫运动状态,振动速度、位移幅值均较小。主要原因在于本文算例中,叶片各截面翼型迎角较小,气动阻尼为正值,而叶片结构阻尼较小,气动阻尼对振动的抑制作用大于结构阻尼,可见气动阻尼对叶片响应计算有较大影响。仅考虑结构阻尼的一般振动计算方法可能过度预测了振动,将与实际情况有较大误差。

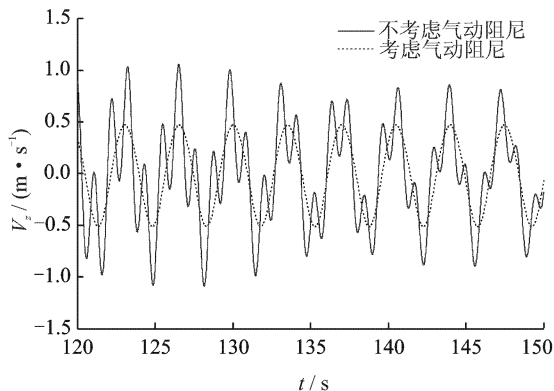


图7 考虑气动阻尼前后叶尖挥舞运动速度比较

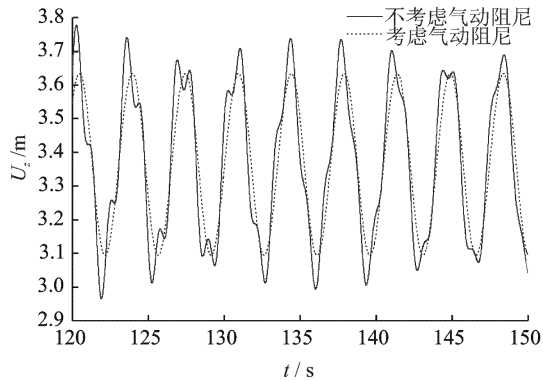


图8 考虑气动阻尼前后叶尖挥舞位移响应比较

在失速情形下,气动阻尼为负值,对结构起激振作用,可能引起结构破坏。而若不考虑气弹耦合效应将无法预测此类情况。因此,气动阻尼作用对准确计算叶片载荷和动态响应影响较大,在气弹响应计算中应加以考虑。

3 结束语

本文计算了旋转叶片的动力特性,同时计算了稳定偏航状态下叶片所受的非定常载荷,并应用模态叠加法,引入气动阻尼作用,计算了叶片的气弹响应。通过计算结果的分析可以得到以下结论:离心力对叶片动力特性存在明显影响,非定常载荷作用下的叶片产生明显的振动变形,对叶片气动、结构产生多方面影响,在设计时应予以考虑;气动阻尼等气弹耦合效应对叶片载荷和动态响应计算有较大影响,对准确预测叶片振动水平和疲劳寿命具有重要意义。与商用软件相比,本文采用的方法在模态分析等方面有一定的改进。

参考文献:

- [1] Hansen M O L, Sørensen J N, Voutsinas S, et al. State of the art in wind turbine aerodynamics and aeroelasticity[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(4): 285-330.
- [2] Riziotis V A, Voutsinas S G, Polrtis E S, et al. Aeroelastic stability of wind turbines: the problem, the methods and the issues[J]. Wind Energy, 2004, 7(4): 373-392.
- [3] Glauert H. Airplane propellers [M]. New York: Dover Publications, 1963.
- [4] Snel H. Review of the present status of rotor aerodynamics [J]. Wind Energy (Spring), 1998, 1(S1): 46-69.

- [5] Shen W Z, Mikkelsen R, Sørensen J N, et al. Tip loss corrections for wind turbine computations [J]. *Wind Energy*, 2005, 8(4): 457-475.
- [6] Schepers J G, Snel H. Dynamic inflow; yawed conditions and partial span pitch control [R]. ECN-C-95-056. Petten; [s. n.], 1995.
- [7] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall [J]. *American Helicopter Society*, 1989, 34(3): 3-17.
- [8] Hansen M O L. *Aerodynamics of wind turbines* [M]. London: James & James (Science Publishers) Ltd, 2000.
- [9] Bielawa R L. Rotary wing structure dynamics and aeroelasticity [M]. Reno, Nevada: AIAA Education Series, 1992.
- [10] Dowell E H. *A modern course in aeroelasticity* [M]. Alphen Am Den Rijn, The Netherlands: Sijthoff & Noordhoff International Publisher, 1978.
- [11] Kunz D L. Survey and comparison of engineering beam theories for helicopter rotor blades [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(3): 473-497.
- [12] 张雄, 王天舒. *计算动力学* [M]. 北京: 清华大学出版社, 2007.
- [13] Fenlberg Dr E. Neue Runge-Kutta-Nyström formelpaare 3(4)-ter und 4(5)-ter Ordnung $\ddot{X}=f(t, x, \dot{X})$ [J]. *ZAMM*, 1987, 67(8): 367-372.