

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.02.016

基于独立桨距控制的电控旋翼主动振动控制

孙超 陆洋 马锦超

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:电控旋翼利用桨叶后缘襟翼偏转通过气弹作用带动桨叶变距,从而实现对其控制。但由于其系统的复杂性,桨叶间易存在扭转刚度和质量不相似,从而引起较严重的旋翼振动。针对该情况,提出了基于独立桨距控制的主动振动控制方法,并以某原理性电控旋翼为算例进行了数值仿真,验证了所提出控制方法对电控旋翼由扭转刚度和质量不相似引起振动的减振有效性,最佳减振水平可达 90%。

关键词:电控旋翼;后缘襟翼;独立桨距控制;主动振动控制

中图分类号:V249.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2016)02-0251-05

Active Vibration Control Through Individual Blade Control on Electrically Controlled Rotor

Sun Chao, Lu Yang, Ma Jinchao

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University
of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Electrically controlled rotor (ECR) can replace the swashplate control system to fulfill rotor control function through trailing-edge flap deflection which can change blade pitch via blade aero-elastic twist deformation. However, due to the complexity of ECR, the torsional stiffness of blade root and the mass of the blade may be dissimilar, thus causing heavy vibration. In order to solve this problem, an active vibration control method base on individual blade control is proposed. Taking a model ECR as an example, numerical simulations are carried out. The results show that the individual blade control method can reduce the vibration level to as low as no more than 10% of original level.

Key words: electrically controlled rotor (ECR); trailing-edge flap; blade pitch control; active vibration control

电控旋翼是一种新型旋翼系统,它利用桨叶后缘襟翼偏转通过气弹作用带动桨叶变距,从而实现对其的主操纵,可取代传统复杂笨重的自动倾斜器操纵系统^[1]。此外,由于电控旋翼取消了自动倾斜器对桨距控制的约束,通过各片襟翼施加适合的

高阶谐波控制信号,电控旋翼还可有效减小桨毂处的振动载荷,实现旋翼主动振动控制^[2]。然而,需要指出的是,电控旋翼为了实现变距,各片桨叶的桨根扭转刚度很低,桨叶气弹响应对扭转刚度的差异十分敏感。事实上,笔者所在课题组前期的试验

基金项目:国家自然科学基金(51375229)资助项目。

收稿日期:2015-10-01;**修订日期:**2016-01-01

通信作者:陆洋,男,副教授,E-mail:luyang@nuaa.edu.cn。

引用格式:孙超,陆洋,马锦超.基于独立桨距控制的电控旋翼主动振动控制[J].南京航空航天大学学报,2016,48(2):251-255. Sun Chao, Lu Yang, Ma Jinchao. Active vibration control through individual blade control on electrically controlled rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 251-255.

研究也证实了这一情况。即使各片桨叶的桨根扭转刚度存在的误差很小,在旋翼旋转工作时,这一误差因素也会导致不同桨叶变距产生较大的差异^[3]。此外,为驱动后缘襟翼运动,电控旋翼桨叶内部设置有机操纵机构,在襟翼处还有固定支架、传感器和导线等装置,比传统桨叶复杂很多,很容易导致不同桨叶间的质量不相似。而上述桨叶间的桨根扭转刚度不相似和质量不相似,最终均会导致电控旋翼出现较为严重的 1Ω 振动。

针对电控旋翼存在的上述问题,本文采用独立桨距控制方法对旋翼 1Ω 振动载荷进行主动控制,即:分别以各片桨叶的桨根振动载荷为反馈量,单独对各片桨叶进行主动振动控制。

到目前为止,国外尚没有针对电控旋翼桨叶间不相似问题采用独立桨距控制方法进行主动减振研究的相关报道。美国马里兰大学的 Shen 通过仿真研究验证了利用后缘襟翼同时实现电控旋翼主操纵及主动振动控制的可行性^[4-5],但在其研究中假设各片桨叶均相同,从而得到的各片襟翼所需控制量也均相同(非独立桨距控制)。非独立桨距主动振动控制方法对旋翼通过频率的振动载荷有较好的减振效果,但对由桨叶间不相似引起的 1Ω 振动无能为力。国内,南京航空航天大学相关研究人员对电控旋翼进行了长期的系列研究,洪亮利用时域自适应控制方法对电控旋翼的桨距控制进行过仿真和试验研究^[6];董维生分别采用时域和频域法进行了电控旋翼桨距控制仿真和试验研究,研究了两种控制方法的控制效果^[3];另外,针对主操纵和主动振动控制耦合控制问题,Ma 等曾提出一种主操纵/主动振动耦合控制方法^[7]。但上述电控旋翼的主动振动控制均只针对旋翼 2Ω 通过频率的控制,这是由于在研究电控旋翼主动振动控制时,均假设各片桨叶相同,采用非独立桨距控制方法,无法对电控旋翼桨叶间不相似引起的 1Ω 振动实施控制。为此,本文针对电控旋翼不同桨叶桨根扭转刚度和质量不相似情况,建立了基于独立桨距控制电控旋翼主动振动控制方法,并利用电控旋翼气弹动力学数值平台进行了仿真验证。

1 电控旋翼数值仿真平台

1.1 结构动力学模型

电控旋翼的结构动力学模型考虑了襟翼所带来的惯性影响。采用修正后的中等变形梁理论建

立弹性桨叶有限元模型,引入襟翼铰链坐标系和襟翼坐标系,根据 Hamilton 原理导出由广义力表示的隐式桨叶非线性动力学方程^[8]

$$\mathbf{Q}_i^T(\ddot{\mathbf{q}}, \dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) + \mathbf{Q}_i^E(\mathbf{q}) + \mathbf{Q}_i^I(\dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) + \mathbf{Q}_i^A(\dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}_i^I = \mathbf{Q}_{bi}^I + \mathbf{Q}_{fi}^I$, $\mathbf{Q}_i^A = \mathbf{Q}_{bi}^A + \mathbf{Q}_{fi}^A$, $i = 1, \dots, N_b$; N_b 为单片桨叶自由度总数; $\ddot{\mathbf{q}}, \dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}$ 分别为广义加速度、广义速度、广义位移向量。上标 T, E, I 和 A 分别表示来自动能、弹性势能、非惯性力和空气动力的贡献项。下标 b, f 分别表示由桨叶、襟翼对广义力贡献项。桨叶稳态周期响应由基于 Newmark 方法的隐式数值积分法对上述方程进行求解获得。

1.2 带襟翼翼型气动力模型

根据 Drees 线性入流模型确定旋翼诱导速度场分布,采用综合时域非定常气动力模型计算电控旋翼气动力。其中带襟翼翼型气动力由基本翼型气动力和襟翼气动力两部分组成。基本翼型的气动力用基于指数方法的 Leishman-Beddoes 亚声速可压缩非定常气动力模型计算^[9],襟翼气动力用 Hariharan 亚声速可压缩非定常襟翼气动力模型计算^[10]。此外,利用带移轴补偿襟翼翼型的频域非定常气动力模型来考虑襟翼移轴补偿的影响。在亚声速范围内将上述三者进行叠加,即可获得较准确的带襟翼翼型气动力系数^[8]。

1.3 基于独立桨距控制的襟翼控制方法

将电控旋翼视为一个频域内的非线性黑箱,此处考虑风洞配平情况,其输入输出关系可表示为

$$\boldsymbol{\beta} = \mathbf{F}(\boldsymbol{\delta}) \quad (2)$$

对于本文提出的独立桨距控制而言

$$\boldsymbol{\beta} = [C_T - C_{Texp}; \beta_{1c}; \beta_{1s}; F_{z1c}; F_{z1s}; F_{zkc}; F_{zks}] \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\delta}_i = [\delta_{0,i}; \delta_{1c,i}; \delta_{1s,i}; \delta_{kc,i}; \delta_{ks,i}] \quad (4)$$

式中: $\mathbf{F}(\cdot)$ 为未知非线性函数; C_T 为旋翼升力系数; C_{Texp} 为期望达到的旋翼升力系数; β_{1c}, β_{1s} 为纵、横向桨盘倾角; F_{z1c}, F_{z1s} 为桨毂 1Ω 垂向振动的余弦和正弦成分; F_{zkc}, F_{zks} 为桨毂垂向 k 阶振动的余弦和正弦成分; k 为桨叶片数; $\delta_{0,i}$ 为第 i 片襟翼总距; $\delta_{1c,i}, \delta_{1s,i}$ 为第 i 片襟翼纵、横向周期变距; $\delta_{kc,i}, \delta_{ks,i}$ 为第 i 片襟翼 k 阶偏转角的余弦和正弦成分。其中 $C_T, \beta_{1c}, \beta_{1s}$ 为主操纵配平目标量; $F_{z1c}, F_{z1s}, F_{zkc}, F_{zks}$ 为主动振动控制目标量,其中 F_{z1c}, F_{z1s} 为旋翼 1Ω 频率振动, F_{zkc}, F_{zks} 为旋翼通过频率的振动。对于本文中的电控旋翼而言, 2Ω 振动即为通过频率的振动,本文中 1Ω 和通过频率的振动均为主动振动控制目标。

对于文献[7]中的非独立桨距控制而言

$$\boldsymbol{\beta} = [C_T - C_{Texp}; \beta_{1c}; \beta_{1s}; F_{zkc}; F_{zks}] \quad (5)$$

$$\boldsymbol{\delta} = [\delta_0; \delta_{1c}; \delta_{1s}; \delta_{2c}; \delta_{2s}] \quad (6)$$

相较于本文的独立桨距控制,由于其结构上的限制,无法对 1Ω 振动成分进行控制,因此,控制目标中缺少了 1Ω 振动成分,相应的控制量中 δ_{1c}, δ_{1s} 仅与主操纵有关。而独立桨距控制中的 δ_{1c}, δ_{1s} 与主操纵和 1Ω 减振二者均有关。

由于式(2)为非线性方程,其求解可采用 Broyden 迭代法求解^[11]。其求解的一般过程如下

$$\mathbf{A}_0 = \mathbf{J}(\boldsymbol{\delta}^{(0)})^{-1} \quad (7)$$

$$\mathbf{A}_k = \mathbf{A}_{k-1} + \frac{(\mathbf{y}_k - \mathbf{A}_{k-1}\mathbf{s}_k)\mathbf{s}_k^T}{\mathbf{s}_k^T\mathbf{s}_k} \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\delta}_{k+1} = \boldsymbol{\delta}_k - \mathbf{A}_k^{-1}\mathbf{F}(\boldsymbol{\delta}_k) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{s}_k = \boldsymbol{\delta}_k - \boldsymbol{\delta}_{k-1}$; $\mathbf{y}_k = \mathbf{F}(\boldsymbol{\delta}_k) - \mathbf{F}(\boldsymbol{\delta}_{k-1})$ 。

Broyden 迭代法的关键是 Jacobi 矩阵的获取。对于初始 Jacobi 矩阵 \mathbf{A}_0 的获取,可以通过在初始控制量附近依次对每一个控制量加入小扰动得到。在随后的每一迭代步中, Jacobi 矩阵均通过输入输出的变化量进行修正得到。而输入输出的变化量可以直接从物理模型采集得到,消除了控制算法对系统模型的依赖。但上述算法中仍然涉及到计算量较大的求逆运算,为加快计算速度,满足实时控制要求,采用 Sherman 和 Morrison 矩阵求逆公式对 Jacobi 矩阵求逆运算进行了修正^[11],修正后的求解过程为

$$\mathbf{A}_0 = \mathbf{J}(\boldsymbol{\delta}^{(0)})^{-1} \quad (10)$$

$$\mathbf{A}_k^{-1} = \mathbf{A}_{k-1}^{-1} + \frac{(\mathbf{s}_k - \mathbf{A}_{k-1}^{-1}\mathbf{y}_k)\mathbf{s}_k^T\mathbf{A}_{k-1}^{-1}}{\mathbf{s}_k^T\mathbf{A}_{k-1}^{-1}\mathbf{y}_k} \quad (11)$$

$$\boldsymbol{\delta}_{k+1} = \boldsymbol{\delta}_k - \mathbf{A}_k^{-1}\mathbf{F}(\boldsymbol{\delta}_k) \quad (12)$$

2 仿真及分析

为验证本文所提出基于独立桨距控制的电控旋翼主动振动控制方法的有效性,以笔者所在课题组所研制的原理型电控旋翼为对象,工作状态为 $C_{T_{exp}} = 0.0084$, $\mu = 0.2$, 针对不同桨叶的桨根扭转刚度不相似和质量不相似情况进行仿真研究。为了叙述方便,将桨叶分别编号为 1 号和 2 号桨叶,并且将 2 号桨叶作为基准,电控旋翼桨叶外形及尺寸如图 1 所示。表 1 给出了原理型电控旋翼的基本参数。

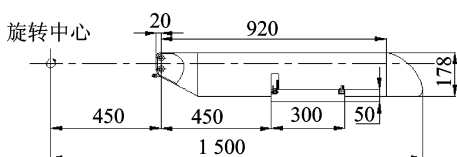


图 1 电控旋翼桨叶外形及尺寸

表 1 原理型电控旋翼基本参数

Tab. 1 Basic parameters of ECR

参数	数值
桨叶片数	2
旋翼半径/m	1.5
桨叶弦长/m	0.178
旋翼转速/(r · min ⁻¹)	700
襟翼中点径向位置/%	70
襟翼弦长/m	0.05
襟翼展长/m	0.3
基准桨根扭转刚度/(N · m · rad ⁻¹)	40

2.1 桨根扭转刚度不相似情况

为模拟不同桨叶间桨根扭转刚度不相似情况,将 1 号桨叶桨根扭转刚度减小为 2 号桨叶的 95% 进行仿真计算。此外,为对比独立桨距控制方法与非独立桨距控制方法在控制效果上的差异,同时也采用非独立桨距控制方法进行了仿真计算。图 2 给出了此情况下采用两种控制方法的主动减振仿真结果。

图 2(a)为采用独立桨距控制的桨毂垂向载荷时间历程图,从图中可以看出,前 3.6 s 内桨毂载荷较平稳,这是因为该阶段为识别系统初始 Jacobi 矩阵 \mathbf{A}_0 阶段,对每个控制量施加的扰动仅为 1%,因此对桨毂载荷影响较小。3.6 s 后开始施加控制,约 8.4 s 后桨毂振动载荷趋于 0,幅值减小超过 95%。图 2(b,c)则给出了独立桨距控制和非独立桨距控制情况下的升力系数、纵横向桨盘倾角的配平过程。从图中可以看出,两种方法均可在施加控制约 8.6 s 后达到主操纵配平目标值。但图 2(b)中采用独立桨距控制的升力系数出现了超调现象,这是因为相较于非独立桨距控制,独立桨距控制中加入了桨毂载荷 1Ω 成分的控制,而谐波成分随着阶次的增加而迅速减小,所以 1Ω 成分比 2Ω 成分对升力系数影响更大。图 2(d)为达到配平状态时不同方位角处的襟翼偏转角。可以看出,独立桨距控制方法所需的各片襟翼控制量不同,1 号桨叶小于 2 号桨叶。这是因为 1 号桨叶的桨根扭转刚度较小,为改变同样的桨距角所需的变距力矩也小,因此所需的襟翼偏转角也小。而非独立桨距控制方法的每片襟翼控制量均相同,且小于独立桨距控制的平均值,原因是非独立桨距控制无法减小 1Ω 振动,相应所需的襟翼偏转角较小。图 2(e)为桨毂振动载荷前 2 阶谐波成分的对比图,相比于非独立桨距控制方法,独立桨距控制方法可有效减小 1Ω 振动成分。对于 2Ω 通过频率振动成分,两种控制方法均有良好的控制效果。

Fig. 1 Blade shape of ECR and its dimensions

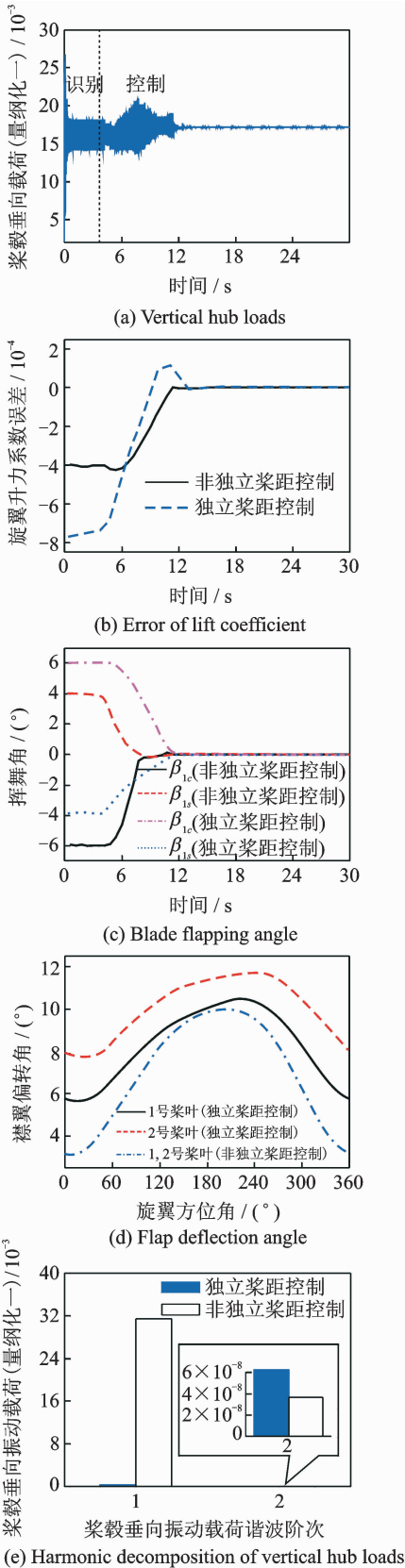


图2 桨根扭转刚度不相似的控制效果

Fig. 2 Control effect of dissimilar torsion stiffness of blade root

2.2 质量不相似情况

为模拟不同桨叶间质量不相似情况,保持2号

桨叶不变,将1号桨叶襟翼段(73%~77%)质量静矩减小5%进行仿真计算。图3给出了此情况下采用独立桨距控制和非独立桨距控制两种不同方

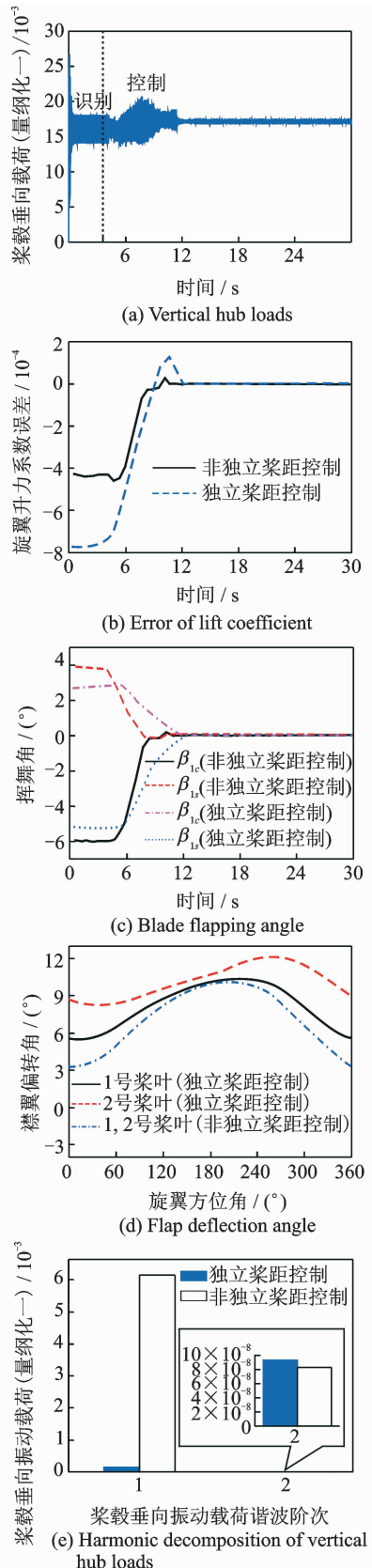


图3 质量不一致的控制效果

Fig. 3 Control effect of dissimilar mass of blade

法的主动减振仿真结果。

从图3(a)可以看出,施加控制约8 s后桨毂振动载荷趋于0,幅值减小超过90%。图3(b,c)则给出了独立桨距控制和非独立桨距控制情况下的升力系数、纵横向桨盘倾角的配平过程。从图中可以看出,两种方法均可在施加控制8 s后达到主操纵配平目标值。图3(b)中采用独立桨距控制的升力系数出现超调的原因和图2(b)相同。图3(d)给出了达到配平状态时不同方位角处的襟翼偏转角。可以看出,独立桨距控制方法所需的各片襟翼控制量不同,且2号桨叶的襟翼偏转角比1号桨叶大。这是因为1号桨叶静矩小于2号桨叶,相应的铰链力矩小,因此所需的变距力矩也小。图3(e)给出了桨毂振动载荷中前2阶谐波成分的对比。相比于非独立桨距控制方法,独立桨距控制方法可有效减小 1Ω 振动成分;对于 2Ω 通过频率振动成分,两种控制方法均有良好的控制效果。

3 结 论

电控旋翼桨叶间易存在扭转刚度和质量的不相似,从而引起较严重的 1Ω 旋翼振动载荷。本文提出了基于独立桨距控制的主动振动控制方法,并以某原理性电控旋翼为算例进行了数值仿真,结论如下:

(1)相比非独立桨距控制方法,独立桨距控制方法可有效减小电控旋翼 1Ω 桨毂振动载荷,减振效果超过90%。

(2)引入独立桨距控制后,在对 1Ω 振动成分进行有效控制的同时,依然能够很好地实现旋翼主操纵配平。

(3)相比非独立桨距控制方法,独立桨距控制方法配平时所需的襟翼控制量平均值更大,这点在电控旋翼襟翼驱动器设计时须加以考虑。

参考文献:

- [1] 陆洋. 电控旋翼——一种新概念旋翼系统[J]. 航空科学技术, 2007(6):12-16.
Lu Yang. Electrically controlled rotor——A new concept rotor system[J]. Aeronautical Science and Technology, 2007(6):12-16.
- [2] 洪亮,陆洋. 高阶谐波控制在电控旋翼上的应用[C]//第二十五届全国直升机年会. 景德镇:[s. n.], 2009.

- Hong Liang, Lu Yang. Application of higher harmonic control in electrically controlled rotor[C]//25th Chinese Helicopter Annual Forum. Jingdezhen:[s. n.], 2009.
- [3] 董维生. 基于在线辨识的电控旋翼桨距控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
Dong Weisheng. Study of the electrically controlled rotor blade pitch control based on online identification[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [4] Shen J, Chopra I. Swashplateless helicopter rotor with trailing-edge flaps[J]. Journal of Aircraft, 2004,41(2):208-214.
- [5] Shen J, Yang M, Chopra I. Swashplateless helicopter rotor with trailing-edge flaps for flight and vibration control[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(2): 346-352.
- [6] 洪亮. 电控旋翼时域自适应控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
Hong Liang. Study of the electrically controlled rotor adaptive control on time domain[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [7] Ma Jinchao, Lu Yang. Primary control and active vibration control methodology for electrically controlled rotor[C]//International Conference on Vibration and Vibro-acoustics. Harbin:[s. n.],2014.
- [8] 陆洋,王浩文,高正. 电控旋翼气弹动力学建模研究[J]. 航空动力学报,2006,21(6):1021-1026.
Lu Yang, Wang Haowen, Gao Zheng. Aeroelastic dynamic modeling of the electrically controlled rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006,21(6):1021-1026.
- [9] Leishman J G, Beddoes T S. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[C]//American Helicopter Society 42nd Annual Forum. [S. l.]: AHS, 1986:243-265.
- [10] Hariharan N, Leishman J G. Unsteady aerodynamics of a flapped airfoil in subsonic flow by indicial concepts[J]. Journal of Aircraft, 1996,33(5):855-868.
- [11] 张铁,阎家斌. 数值分析[M]. 北京:冶金工业出版社, 2007.
Zhang Tie, Yan Jiabin. Numerical analysis[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2007:101-103.

