

后缘襟翼型智能旋翼驱动力臂的设计方法

高乐*, 胡和平, 宋彬, 孟微

中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001

摘要:为使后缘襟翼型智能旋翼达到最佳的减振效果, 本文建立了两种模型方法对智能旋翼驱动机构的关键设计参数——驱动力臂进行了探讨。一方面基于 CFD、CAMRAD II 和 ABAQUS 联合仿真的方法, 建立了机电耦合多体系统有限元模型; 另一方面基于襟翼变形前后的几何关系分析, 建立了更为简化的几何模型。最后通过对智能旋翼桨叶的驱动性能静态试验来验证模型。测试结果表明, 有限元仿真结果与试验结果一致, 几何模型与有限元模型得到的襟翼最大偏角的误差不超过 6%。因此, 本文所建立的有限元模型分析法和几何模型分析法可以为后缘襟翼型智能旋翼结构详细设计和初步设计中驱动力臂的参数选择提供有效参考。

关键词: 直升机; 智能旋翼; 压电驱动器; 驱动力臂; 有限元; 襟翼铰链力矩

中图分类号: V216.7 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.05.043

直升机在使用过程中, 旋翼、尾桨、发动机、传动装置等旋转运动部件产生交变载荷, 引起机体的结构振动。高水平的振动限制了直升机的性能, 降低了部件、仪表设备的使用寿命, 增加了直升机的维护成本。另外, 高水平的振动和噪声会导致飞行员驾驶疲劳, 影响成员的舒适性。因此, 振动与噪声问题也是限制公众选择直升机作为短途运输工具的一大障碍^[1]。后缘襟翼 (Trailing Edge Flap) 型智能旋翼就是从直升机振动源头——旋翼采取措施实现减振的。它通过在直升机旋翼桨叶的后缘上附加可以按给定规律作偏转运动的襟翼, 通过对襟翼的控制来改变旋翼的气动力和桨尖涡的流场分布, 抵消桨叶分布载荷中相应的高阶谐波成分, 从而减小桨毂交变载荷, 降低桨涡干扰噪声, 达到从源头实现减振降噪的目的^[2~5]。

早期, 美国马里兰大学的 CHOPRA 课题组^[1~3]和麻省理工学院^[6]对智能旋翼开展了的技术探索, 后期西科斯基公司^[7]和波音公司^[8, 9]进行了全尺寸旋翼塔试验和风洞试验来评估智能旋翼的减振与降噪能力。欧洲在智能旋翼研究方面走在前列, 德国航空航天中心 (DLR)、欧洲直升机公司德国分部、法国航空航天研究院 (ONERA)、欧洲直升机

公司法国分部^[10~14]联合进行了基于压电驱动后缘襟翼的缩比模型旋翼的台架与风洞试验, 对减振与降噪进行了详细研究, 然后进一步推广到全尺寸旋翼上, 先在 BK117 直升机上进行了试飞验证, 进一步完善后在 EC145 直升机上完成对比验证。近年来, 韩国^[15, 16]、日本^[17]也在缩比模型旋翼上进行了减振与降噪研究。

智能旋翼减振效果主要依赖于襟翼偏转角度的幅值、频率和相位, 而襟翼偏角的大小又与驱动机构的参数——驱动力臂密切相关。国外虽然对智能旋翼进行了大量研究, 但鲜见分析驱动力臂参数设计, 为此, 本文针对压电驱动机构驱动的襟翼偏转问题开展了研究。首先通过计算流体力学 (CFD) 和 CAMRAD II 联合仿真的方法得到了襟翼上的载荷; 然后基于此建立了压电驱动机构的机电耦合有限元模型, 得到了襟翼的偏转角度与驱动力臂的关系曲线, 选取了合理的驱动力臂, 并对智能旋翼桨叶进行了初步静态偏转性能测试与验证; 最后通过分析襟翼偏转的几何模型建立了襟翼的偏转角度与驱动力臂的关系方程, 为后缘襟翼型智能旋翼结构设计中驱动力臂的参数选择提供了有效方法。

收稿日期: 2018-03-21; 退修日期: 2018-04-04; 录用日期: 2018-04-18

* 通信作者. Tel.: 022-59800489 E-mail: gl18608075@avic.com

引用格式: Gao Le, Hu Heping, Song Bin, et al. Design for the driving arm of trailing edge flap smart rotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (05): 43-49. 高乐, 胡和平, 宋彬, 等. 后缘襟翼型智能旋翼驱动力臂的设计方法 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (05): 43-49.

1 有限元模型分析方法

1.1 模型简介

智能旋翼的压电驱动机构主要由压电驱动器、离心力片、驱动连杆和后缘襟翼等部件组成,压电驱动器产生的线位移通过驱动连杆上的球铰传递到襟翼上,由于球铰与襟翼转轴之间存在力臂,这就使得襟翼发生偏转,压电驱动机构示意图如图 1 所示。压电驱动机构各个部件的主要参数见表 1。

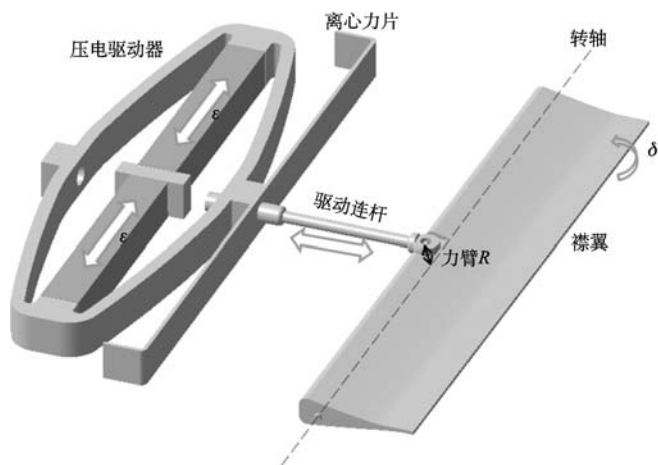


图 1 智能旋翼的压电驱动机构示意图

Fig.1 Schematic of smart rotor drive mechanism

表 1 压电驱动机构各部件主要参数

Table 1 The main parameters of piezoelectric driving mechanism

部件	规格 / 参数
压电驱动器	长度 /145mm 高度 /55mm 厚度 /10mm 压电堆材料 /PZT-5H ^[18]
离心力片	厚度 /1.5mm
襟翼	长度 /158mm 弦长 /30mm 转轴位置 /1/4 弦长

压电驱动机构有限元建模方法主要涉及到襟翼载荷的确定、压电驱动器的电压施加、压电驱动机构的多体系统建模等难点,该方法的计算流程如图 2 所示。

1.2 襟翼载荷计算

为了更加准确地预估襟翼上的载荷,本文采用 CFD 方法计算出特定襟翼偏转角度下的桨叶翼型的气动特性,再通过 CAMRAD II 软件计算出襟翼上的铰链力矩。襟翼驱动机构在驱动襟翼过程中,襟翼自身的变形相对于襟翼的转动来说可以忽略不计,因此,在计算过程中不考虑襟翼的弹性变形。

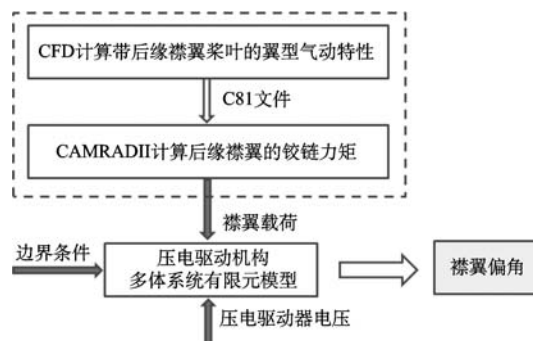


图 2 有限元模型分析方法的计算流程

Fig.2 The flow chart of FEM model analysis method

处于桨叶旋转工作状态的襟翼承受的载荷主要包括三部分:桨叶挥舞导致的襟翼惯性载荷、襟翼的离心力载荷和襟翼自身的气动载荷。图 3 为通过上述方法得到 4m 直径的缩比模型旋翼在额定转速 1032r/m、总距 2° 时襟翼的铰链力矩与襟翼偏角的关系曲线,通过最小二乘法对其进行线性拟合,得到襟翼铰链力矩 $T_f(\delta)$ 与襟翼偏角 δ 的关系式为:

$$T_f(\delta) = 0.0234\delta - 0.0548 \quad (1)$$

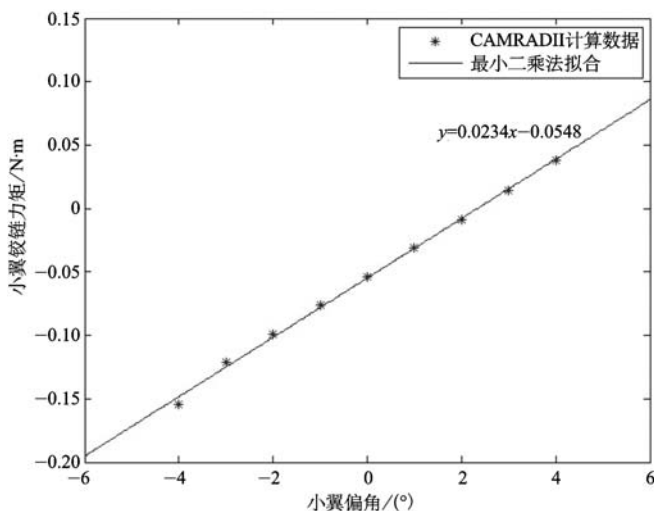


图 3 总距 2° 时襟翼的铰链力矩与偏转角度的关系曲线

Fig.3 The relationship between flap hinge moment and flap deflection angle when the rotor collective pitch is 2°

从式 (1) 中可以看出,襟翼铰链力矩由两部分组成:一是由桨叶挥舞导致的襟翼惯性载荷和襟翼的离心力载荷的合力产生的使襟翼前缘向上偏转的恒定铰链力矩 0.0548N·m;二是由襟翼自身的气动载荷产生的使襟翼前缘向上偏转并且与襟翼偏角 δ 成正比例的弹性铰链力矩,类似扭簧,刚度为 0.0234N·m/(°)。图 3 中襟翼偏转 -4° 时,襟翼上的铰链力矩为 -0.15N·m,与参考文献 [15] 给出的数据相当。

1.3 压电驱动机构机电耦合建模

在压电驱动机构中的压电驱动器是由压电堆驱动产生驱动位移的,它是一个复杂的机电耦合系统。一方面它利用压电材料的逆压电效应,在电场的作用下产生机械力场的驱动力和驱动位移来驱动襟翼偏转;另一方面由于压电堆外部驱动框对压电堆产生的预紧力,在压电效应作用下,使得驱动器在不施加外电场情况下压电堆的电极就存在一定的电荷量。

由于压电堆只在一个方向极化,该方向的材料特性与其余两个方向的材料特性不同,而两个没有进行极化的方向上材料特性相同,据此将压电堆等效为横观各向同性材料。ABAQUS 软件中设置了专用的压电单元来分析压电材料,它使用的本构方程为:

$$\begin{cases} \sigma_{ij} = D_{ijkl}^E \varepsilon_{kl} - e_{mkl}^p E_m \\ q_{ij} = e_{ijk}^p \varepsilon_{jk} + D_{ij}^{(\varphi)} E_j \end{cases} \quad (2)$$

式中: D_{ijkl}^E 为弹性模量, e_{ijk}^p 为压电常数, $D_{ij}^{(\varphi)}$ 为介电常数,变量上标 E, φ 分别为材料特性参数是在零场强、零应变条件下定义的。

压电堆是由若干层压电片叠加共烧而成,压电片间有叉指电极,它在电路上是并联结构,在机械力场中是串联结构。压电堆的驱动位移是由每层压电片产生的位移叠加得到的,线性压电堆驱动位移为^[19]:

$$\Delta L = n d_{33} U = (nU) d_{33} = U_{eq} d_{33} \quad (3)$$

式中: ΔL 为压电堆总输出位移, n 为压电片层数, U 为每层压电片上施加的电压, U_{eq} 为将由 n 层厚度为 t 的压电片组成的压电堆等效成一层厚度为 nt 压电片时产生 ΔL 的位移需要施加的等效电压。

参考文献 [20] 和参考文献 [21] 基于参数化方法通过对有限元软件内核的操作,编写循环程序对压电堆各层进行建模,然后通过批量处理的 TIE 连接将各层压电片组合起来,而本文采用式 (1) 给出的等效电压的方式进行压电堆建模,大大简化了建模过程、提高了建模效率。

1.4 压电驱动机构多体系统建模

襟翼在运动过程中以绕轴的偏转为主,自身变形为辅,故为简化计算襟翼设置为刚体;其余部件因产生变形来驱动襟翼,所以设置为弹性体。驱动连杆与襟翼通过球铰连接实现线位移到角位移的转换,因此,建模时采用 Join+Cardan 连接单元来模拟球铰以保证连接单元的两参考点只有三个相对转动自由度。为保障刚体襟翼绕转轴的转动,建模时采用 Hinge 连接单元模拟襟翼的转轴,连接单元一端连接

到襟翼上,另一端接地。图 4 为襟翼驱动机构模型的网格划分。

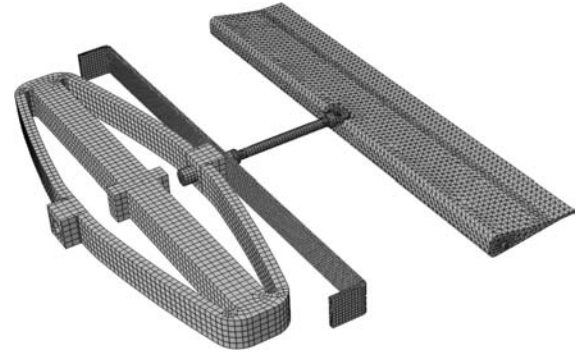


图 4 压电驱动机构模型网格划分

Fig.4 Meshing the model of piezoelectric driving mechanism

襟翼上的载荷采用铰链力矩 $T_f(\delta)$,其恒定铰链力矩以力偶的形式作用在刚体襟翼上,弹性铰链力矩以扭簧的形式施加在 Hinge 连接单元上。

1.5 结果分析

压电驱动器的额定工作电压为 $-20 \sim 150V$,而在智能旋翼工作环境中施加的是动态电压,为保证压电驱动器上施加动态电压后不为负值,并留有一定余量,将其工作电压设置为 $60 \pm 50V$ 。智能旋翼减振效果主要依赖于襟翼偏转角度的幅值、频率和相位,而襟翼偏角的大小又与驱动机构的参数——驱动力臂密切相关,这就需要通过调整驱动力臂使得襟翼的偏角取得极大值,以提高压电驱动机构的驱动效率。因此,本文设计的智能旋翼驱动力臂是在 $110V$ 电压下襟翼取得最大偏角和在 $50V$ 动态电压下襟翼取得最大动态偏角的条件下得到的。

图 5 为压电驱动机构在电压、襟翼铰链力矩等载荷作用下产生的位移云图。图 6 为采用有限元方法得到的压电驱动机构驱动连杆上的驱动力与驱动位移的关系,从图中可以看出两者成线性关系。图 7 展示了在 $110V$ 电压和 $50V$ 电压驱动时襟翼驱动机构的襟翼偏转角度与驱动力臂的关系。从图中可以看出襟翼偏角在驱动力臂约为 $1.7mm$ 时取得最大值,此时 $110V$ 驱动电压工作状态下能到达的襟翼最大偏角约为 8.2° , $50V$ 动态驱动电压工作状态下能到达的襟翼动态偏角约为 $\pm 3.5^\circ$ 。由于压电驱动机构在制造过程中驱动力臂存在一定的误差影响,故以襟翼最大偏角的 95% 来选取襟翼驱动力臂 R 的设计值为 $1.3mm \leq R \leq 2.1mm$ 。

根据上述襟翼驱动机构参数——驱动力臂的选择方法以及桨叶内空间结构限制的约束,选择驱动力臂为 $2.1mm$,加



图5 襟翼驱动机构的位移云图

Fig.5 The nephogram of displacement of piezoelectric driving mechanism

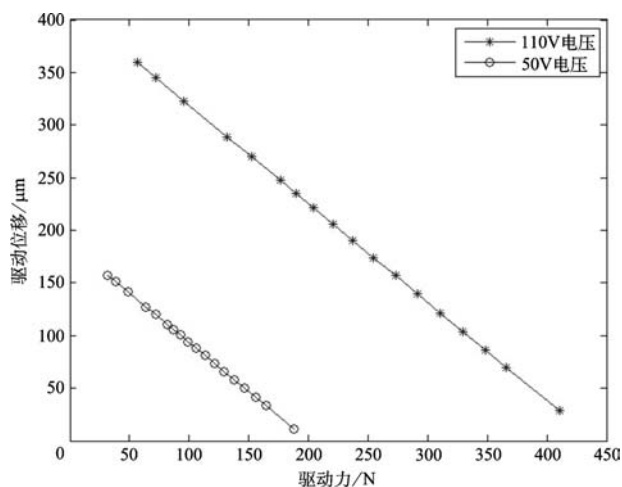


图6 压电驱动机构上驱动力与驱动位移的关系

Fig.6 The relationship between driving force and driving displacement of piezoelectric driving mechanism

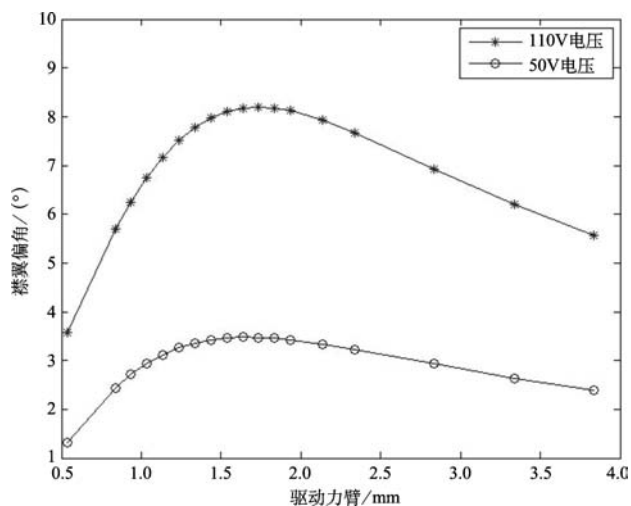


图7 襟翼偏角与驱动力臂关系

Fig.7 The relationship between flap deflection angle and driving arm

工制造了集成压电驱动机构的智能旋翼桨叶(见图8),并对其进行了静态驱动的性能测试。图9为智能旋翼桨叶静态驱动性能测试结果与仿真结果对比图,从图中可以看出,在升压过程中仿真结果跟试验结果保持一致;在降压过程中由于压电驱动器中压电堆的迟滞非线性性和蠕变特性使得襟翼偏角与升压过程中产生一定的偏差,形成“迟滞环”,而仿真时采用线弹性压电方程,未考虑压电材料的迟滞非线性和蠕变特性影响。



图8 后缘襟翼型智能旋翼桨叶

Fig.8 A blade of trailing edge flap smart rotor

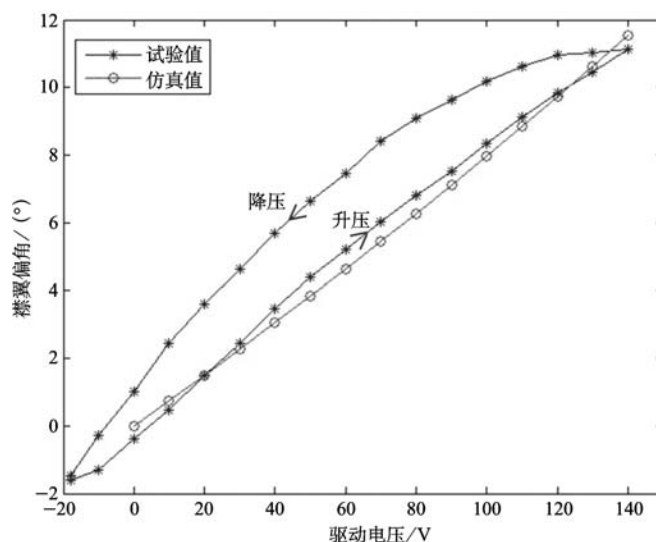


图9 智能旋翼桨叶静态测试结果与仿真结果对比

Fig.9 Comparison between simulation and static test of smart rotor driving performance

2 几何模型分析方法

虽然采用有限元模型分析法可以更精确地得到智能旋翼压电驱动机构的襟翼偏角与驱动力臂的关系,但是压电驱动机构的有限元建模过程复杂、计算繁琐,在结构设计的详细阶段压电驱动结构基本确定后时适用,不适用于智能旋翼初步设计时多种压电驱动机构方案的对比选择。为此本节探讨一种几何模型分析方法,用于智能旋翼初步设计阶段多种压电驱动机构方案的驱动力臂选择。

2.1 几何模型

图10展示的是襟翼偏转前后的几何关系示意图,其中XOY坐标系为襟翼发生偏转前的几何位置,X'OY'坐标系为

襟翼发生偏转前的几何位置,襟翼绕转轴 O 发生偏转。驱动连杆与襟翼连接铰处到襟翼转轴 O 距离为 L , 连接铰到襟翼转轴 O 连线与 X 轴的初始角度为 θ , 襟翼偏转角度为 δ 。驱动连杆在驱动过程中驱动力为 F , 驱动位移为 x ; 襟翼偏转前的驱动力臂为 R , 偏转后的驱动力臂为 r 。在襟翼偏转角为 0 时, 驱动连杆与襟翼连接点到襟翼转动中心在 X 轴上的距离 $a = L \cos(\theta)$ 。

在进行襟翼偏角几何关系分析时做如下假设: (1) 不考虑压电叠堆的迟滞和蠕变, 将压电驱动器视为线性驱动器, 即驱动连杆上的驱动力与驱动位移成正比例关系; (2) 由于驱动连杆的位移行程比较小 (小于 1mm), 假设驱动连杆上的作用力在作用过程中始终与 X 轴保持平行, 且不考虑驱动连杆自身的变形。

根据假设 (1) 可以得到驱动连杆的作用力 F 与作用位移 x 的关系:

$$F = \frac{F_N}{U} x + F_N \quad (4)$$

式中: F_N 为驱动连杆上的最大驱动力, U 为驱动连杆的最大驱动位移。

驱动连杆机构需要克服襟翼的铰链力矩 $T_f(\delta)$:

$$T_f(\delta) = F \cdot r = F \cdot L \sin(\theta - \delta) \quad (5)$$

驱动连杆在襟翼偏转前后的位移为:

$$x = L \cos(\theta - \delta) - L \cos(\theta) \quad (6)$$

驱动连杆与襟翼连接点到襟翼转动中心在 X 轴上的距离为:

$$a = L \cos(\theta) \quad (7)$$

驱动连杆与襟翼之间的驱动力臂:

$$R = L \sin(\theta) \quad (8)$$

根据式 (4) ~ 式 (8) 可以得到襟翼的驱动力臂 R 与襟翼的偏转角度 δ 的关系式:

$$a \cos(\delta) + R \sin(\delta) + \frac{U}{F_N} \times \frac{T_f(\delta)}{R \cos(\delta) - a \sin(\delta)} - U - a = 0 \quad (9)$$

2.2 两种模型结果对比

图 11 为通过几何模型式 (9) 和有限元模型计算得到的 150V 电压驱动下襟翼的偏角与驱动力臂的关系曲线, 从图中可以看出两种模型得到的襟翼偏角与驱动力臂的关系趋势一致, 吻合性很好。图 12 为几何模型得到的襟翼偏转最大角度相对于有限元模型的误差值与驱动电压的关系图, 从图中可以得到, 在压电作动器工作电压范围内襟翼最大偏角的最大误差不超过 6% , 因此, 采用几何模型方法可以作为预估智能旋翼压电驱动机构驱动性能的简化方法。

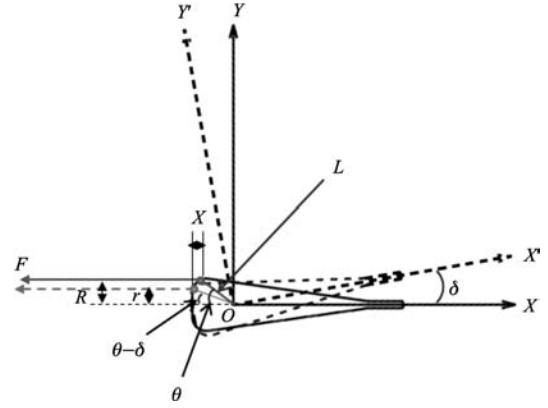


图 10 襟翼偏转的几何关系图

Fig.10 The geometric relations when flap rotating

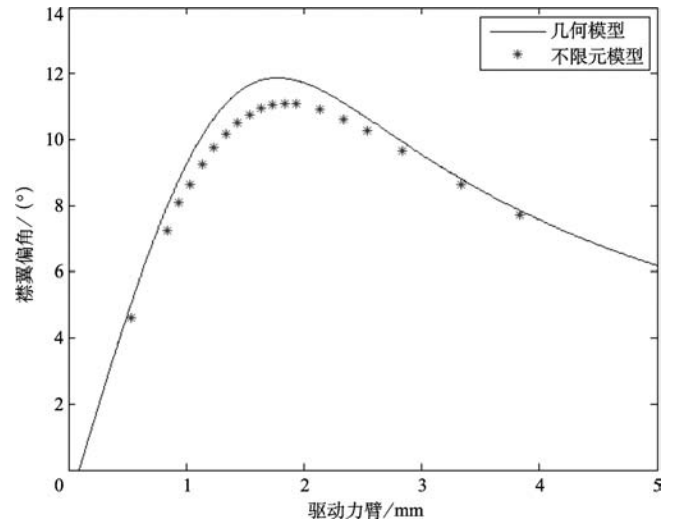


图 11 150V 驱动电压下襟翼偏角与驱动力臂的关系曲线

Fig.11 The relationship between flap deflection angle and driving arm at the volt of 150V

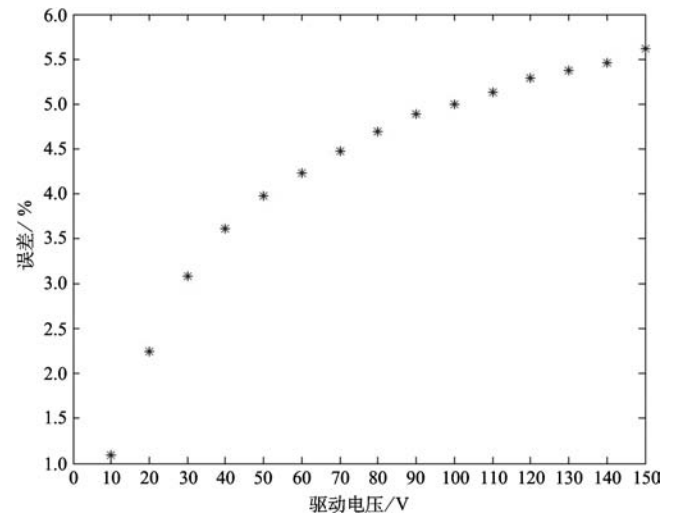


图 12 两种分析模型襟翼最大偏角相对误差值

Fig.12 The relative error of the max flap deflection angle in two models

3 结论

本文建立了智能旋翼压电驱动机构有限元模型,解决了压电驱动系统机电耦合、刚柔耦合多体系统建模问题;根据有限元模型选择了驱动力臂,制造了智能旋翼桨叶,并进行了有限元模型与智能旋翼桨叶静态驱动性能测试结果对比;进一步发展了用于评估压电驱动机构驱动性能的几何模型方法,并与有限元模型分析方法的结果进行了对比。两个对比结果表明,采用本文建立的两种分析方法可分别为后缘襟翼型智能旋翼结构详细设计和初步设计时驱动力臂的参数设计提供有效参考。

AST

参考文献

- [1] Chopra I, Sirohi J. Smart structures theory[M]. Cambridge : Cambridge University Press, 2014: 810–812.
- [2] Koratkar N A. Smart helicopter rotor with piezoelectric bender actuated trailing-edge flaps[D]. Washington: University of Maryland, 2000.
- [3] Shen J W. Comprehensive [D]. Washington: University of Maryland, 2003.
- [4] Jain R, Yeo H. Effects of torsion frequencies on rotor performance and structural loads with trailing edge flap[J]. Smart Materials and Structures, 2012, 21 (8): 85–93.
- [5] Kody F, Corle E, Maughmer M D, et al. Higher-harmonic deployment of trailing-edge flaps for rotor performance enhancement and vibration reduction[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53 (2): 333–342.
- [6] Hall S R, Straub F K, Hgo H T, et al. Design and testing of a double X-frame piezoelectric actuator[J]. Smart Structures and Materials, 2000, 3985: 26–37.
- [7] Lorber P, O' Neill J, Hein B, et al. Whirl and wind tunnel testing of the sikorsky active flap demonstration rotor[C]// American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings, Virginia Beach, USA, 2011.
- [8] Straub F K, Kennedy D K, Stemple A D, et al. Development and whirl tower test of the SMART active flap rotor[C]// Smart Structures and Materials 2004 Conference, San Diego, CA, 2004.
- [9] Straub F K, Anand V R, Birchette T S. Smart rotor development and wind tunnel test[C]// 35nd European Rotorcraft Forum, Hamburg, Germany, 2009.
- [10] Mainz H , van der Wall B G, Leconte P, et al. Abc rotor blades : design, manufacturing and testing[C]// 31th European Rotorcraft Forum, Florence, Italy, 2005.
- [11] Crozier P , Leconte P , Delrieux Y, et al. Wind tunnel tests of a helicopter rotor with active flaps[C]//32nd European Rotorcraft Forum, Maastricht, The Netherlands, 2006.
- [12] Roth D, Enenkl B, Dieterich O. Active rotor control by flaps for vibration reduction—full scale demonstrator and first flight test results[C]// 32nd European Rotorcraft Forum, Maastricht, The Netherlands, 2006.
- [13] Rabourdin A , Maurice J B , Dieterich O . Blue pulse active rotor control at airbus helicopters—new EC145 demonstrator & flight test results[C]//American Helicopter Society 70th Annual Forum Proceedings, Montréal, Québec, Canada, 2014.
- [14] Elif A E , Pfaller R , Denecke U, et al. Piezo active rotor blade : Challenges and solutions[C]//American Helicopter Society 69th Annual Forum Proceedings, Phoenix, Arizona, USA, 2013.
- [15] Kang J P , Eun W J , Lim J H , et al. Design improvements of smart active trailing-edge flap for rotating test[C]//56th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference and Exhibit Proceedings, Kissimmee, FL, 2015.
- [16] Eun W J , Sim J S , Lee S W. Advancement of the SNUF blade design through flap configuration parametric study and optimization framework[C]// American Helicopter Society 73th Annual Forum Proceedings, Fort Worth, Texas, USA, 2017.
- [17] Aoyama T , Yang C , Saito S . Numerical analysis of active flap for noise reduction using moving overlapped grid method[C]// American Helicopter Society 61st Annual Forum Proceedings, Texas, USA, 2005.
- [18] Uchino K. Ferroelectric devices[M]. Boca Raton: Taylor & Francis Group, 2010: 171.
- [19] Kalish Y. The analysis of pulse driven multilayer piezoelectric actuators for diesel fuel injection [D]. MSA: Wayne State University, 2006.
- [20] 赵允昊,韩振南. 基于 ANSYS 的压电堆执行器仿真分析 [J]. 汽车技术, 2013 (2): 23–25.
Zhao Yunhao, Han Zhennan. Simulation analysis of multilayer piezoelectric stack actuator based on ANSYS[J]. Automobile Technology, 2013 (2): 23–25. (in Chinese)
- [21] 郝刚,苏海峰,罗旭. 压电堆执行器有限元仿真 [J]. 车用发动

机, 2010, 189 (4): 23–27.

Hao Gang, Su Haifen, Luo Xu. Finite element simulation of piezoelectric stack actuator[J]. Vehicle Engine, 2010, 189 (4) : 23–27. (in Chinese)

作者简介

高乐 (1986—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机

旋翼动力学。

Tel: 022–59800489

E-mail: gl18608075@avic.com

胡和平 (1965—) 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 直升机旋翼设计。

宋彬 (1992—) 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 直升机旋翼动力学。

Design for the Driving Arm of Trailing Edge Flap Smart Rotor

Gao Le*, Hu Heping, Song Bin, Meng Wei

Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: In order to improve trailing edge flap rotor's vibration reduction effect, two models were established to study driving arm which is the key parameter of smart rotor driving mechanism. On the one hand, a electromechanical coupling and multibody system FEM model of the driving mechanism was developed, which was based on co-simulation using CFD, CAMRADII and ABAQUS. On the other hand, a more simplified geometric model was built, which was based on analyzing the deformation contrast of trailing edge flap. Finally a simple smart rotor driving performance static test was conducted to confirm the model, the result of driving performance static test indicates that the FEM model result has better tally with test result. The result of two model contrastive analysis indicates that the relative error of the max flap deflection angle is not more than 6%. Thus the FEM model and the geometric model built in the paper can provide effective reference for driving arm parameter selection at the stage of smart rotor detail design and the stage of preliminary design.

Key Words: helicopter; smart rotor; piezo stacks; driving arm; FEM; flap hinge moment

Received: 2018-03-21; Revised: 2018-04-04; Accepted: 2018-04-18

*Corresponding author. Tel.: 022-59800489 E-mail: gl18608075@avic.com