DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.11.033

后缘襟翼压电作动机构动特性影响因素 分析

宋彬*,高乐,胡和平,张仕明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:智能旋翼主动控制技术是直升机旋翼减振的前沿技术,准确预测与分析后缘襟翼压电作动机构的动特性是智能旋 翼结构设计和调频优化的基础。针对后缘襟翼压电作动机构进行有限元建模、发展计及机电耦合和刚柔耦合系统的动特性 计算方法并进行动特性分析,分析研究中考虑了压电作动器、离心力片、驱动连杆和后缘襟翼等组合的复杂系统,针对作 动机构动特性影响因素如离心力片厚度、小翼力臂长度、机电耦合效应等参数进行了灵敏度分析,为后续智能旋翼调频优 化提供技术支撑。

关键词:智能旋翼,压电作动机构,后缘襟翼,机电耦合,刚柔耦合

中图分类号: V227.6 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 11-0033-05

由于直升机交变的气动环境,振动与噪声问题一直 是困扰直升机的难题。长期的研究表明,直升机被动减振 方法适用频带窄、重量代价高、效能低,难以满足现代直 升机低振动水平的要求^[1,2]。为此,人们将主动控制技术 引入到直升机旋翼减振中。目前,较为成功的主动控制 技术是采用压电叠堆型作动器后缘襟翼的智能旋翼。国 内外理论和试验研究表明,通过直升机桨叶桨尖后缘上 的主动控制后缘襟翼可以降低传递至桨毂的90%的振动 载荷^[3]。

经过几十年的发展,国外智能旋翼技术发展较为成熟, 2005年,欧洲直升机公司的 ADASYS 项目成功实现了后缘 襟翼型智能旋翼直升机的首飞^[4-6]。该直升机以 BK-117为 基础,襟翼的驱动机构采用压电堆驱动的菱形框插拔式驱动 机构。国内的智能旋翼技术仍处于实验室研究阶段,2016 年课题组进行了 4m 级后缘襟翼智能旋翼悬停摸底试验,试 验结束后发现压电堆之间、压电堆与驱动框连接处出现了错 移,因此需要对后缘襟翼压电作动机构的动力学问题进行进 一步探索研究。

后缘襟翼压电作动机构一方面同时受到预应力和电压 载荷的作用,产生机电耦合效应,另一方面处于高离心力载 荷环境,增加了该机构的动力学特性分析难度。因此,能够 准确地预测与分析后缘襟翼压电作动机构动特性是主动后 缘襟翼控制系统调频优化和结构设计的基础,对于主动后缘 襟翼技术的实现、发展以及降低直升机振动的研究都具有十 分重要的意义^[7]。

本文针对后缘襟翼压电作动机构的动特性进行研究, 利用 ABAQUS 有限元软件建立后缘襟翼压电作动机构有 限元模型,对离心力片厚度、力臂长度和机电耦合效应等参 数对该机构的模态影响进行了灵敏度分析并得出结论,为 智能旋翼试验中的结构设计和参数调频优化提供了数据 支持。

1 压电本构方程

压电材料在一定方向上受到外力的作用而变形时,内

收稿日期:2017-08-22; 退修日期:2017-09-04; 录用日期:2017-10-18

^{*}通信作者. Tel.: 13602069215 E-mail: sb19203072@avic.com

引用格式: SONG Bin, GAO Le, HU Heping, et al. Analysis of influence factors on vibration characteristics of piezoelectric stack actuators with trailing edge flap [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (11): 33-37. 宋彬,高乐,胡和平,等. 后缘襟翼压电作动机构动特性影响因素分析 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (11): 33-37.

部会产生极化现象,在它的两个相对表面上会出现正负相反 的电荷,这种现象称为正压电效应。相反,当在该材料极化 方向上施加电场,也会发生变形,电场去掉后,材料的变形随 之消失,这种现象称为逆压电效应^[8]。因而压电材料既能用 作传感器,又可以用作驱动元件。对于线性压电材料,忽略 磁场效应和热压电效应,取第一类边界条件可导出压电材料 的本构方程:

$$\begin{cases} \varepsilon_k = s_{kl}^E \sigma_i + d_{kj} E_j & (k = 1, 2, \cdots, 6) \\ D_l = d_{ll} \sigma_i + \varepsilon_{lj} E_j & (l = 1, 2, 3) \end{cases}$$
(1)

式中: σ_i 为应力分量; ε_k 为应变分量; D_i 为压电材料的电位移 矢量; E_j 为电场强度矢量; s_{ki}^e 为在电场强度为0情况下的弹 性柔度常数矩阵,单位为m²/N; d_{kj} 为压电应变常数矩阵,单 位为m²/F; ε_{ij} 为应力为零或常数时的介电常数矩阵,单位为 F/m。该本构方程分别表示逆压电现象和正压电现象。 $d_{kj}E_j$ 项表示电场强度对应变的贡献, $d_{ii}\sigma_i$ 项表示应力对电位移的 贡献,体现了机电耦合关系。

2 后缘襟翼压电作动机构模型的建立

2.1 材料参数和几何属性定义

后缘襟翼压电作动机构由压电作动器、离心力片、驱动 连杆和后缘襟翼组成,压电作动器由陶瓷压电叠堆和驱动框 组成,如图1所示。



图 1 后缘襟翼压电作动机构 Fig.1 The piezoelectric stack actuator with trailing edge flap

对于驱动框、离心力片、驱动连杆和金属块,材料选择 钢,弹性模量为210GPa, 泊松比为0.3,密度为7800kg/m³。 压电堆材料选择 PZT-5H,材料特性参数⁽⁹⁾见表1。

表 1 压电材料参数 Table 1 Piezoelectric material parameters

材料参数	符号	数值
压电常数 / (10 ⁻¹² m/V)	d_{31}	-274
	d_{33}	593
	d_{15}	741
介电常数	$\varepsilon_{33}^{x}/\varepsilon_{0}$	3400
	$\varepsilon_{11}^{x}/\varepsilon_{0}$	3130
弹性柔度 / (10 ⁻¹² m ² /N)	s_{11}^{E}	-4.7
	<i>s</i> ^{<i>E</i>} ₁₂	-7.2
	\$ ^E ₃₃	20.8
	\$ ^E 44	43.5
密度 / (10 ³ kg/m ³)	ρ	7.5
注:真空中介电常数 ɛ₀= 8.854x10 ⁻¹² F/m。		

2.2 有限元模型

对于后缘襟翼,仅考虑其绕襟翼转轴的偏转,对内在变 形暂不做研究,故在计算过程当中将后缘襟翼作为刚体处 理。模型中驱动连杆为柔性体,与后缘襟翼采用球铰方式 连接。

基于 ABAQUS 有限元软件建立后缘襟翼压电作动机 构模型,如图 2 所示。压电驱动框、金属块、驱动连杆和离心 力片采用 C3D8R (8 节点六面体线性减缩积分单元)对部 件进行离散,该单元使用线性插值法,对位移的求解结果较 精确,由于驱动框结构较为复杂,需采用 Partition 工具进行 切分后才可进行网格划分;压电堆选择 C3D8E (8 节点六面 体线性压电单元)进行离散,建立局部坐标系,定义压电堆 拉伸方向为极化方向。由于模型结构较为复杂,进行模态分 析时采用 Subspace 迭代法。





3 数值分析

3.1 动特性结果及分析

后缘襟翼压电作动机构动特性分析得到前五阶模态结 果,如图3所示。第一阶模态为后缘襟翼绕气动中心偏转, 通过驱动连杆传递至压电作动器产生相应变形,经位移放大 机构传递给压电堆产生极化方向的变形,简称为襟翼主动转 动模态,第二阶模态为压电堆极化方向产生变形,经驱动框 变形放大,传递至驱动连杆,带动后缘襟翼偏转,简称为压电 堆驱动襟翼模态;第三阶为压电作动器绕其固定端产生出 离平面的弯曲,简称为驱动平面弯曲模态;第四阶模态为后 缘襟翼不动,压电作动机构绕其对称轴进行扭转,简称为相 对驱动轴扭转模态;第五阶模态为压电作动机构在驱动平 面内发生扭转变形,简称为驱动平面内扭转模态。

其中图 3(b) 压电堆驱动襟翼模态为试验过程中重点 关注模态,即压电堆的变形经过驱动框位移放大,传递给驱 动连杆,从而驱动小翼转动来实现旋翼的减振。图3(c)~ 图3(e) 这三种模态均能使得压电堆产生不同方向的错移。 因此在后续试验中,一方面需着重于压电作动器与驱动连杆 的接触位置、压电堆之间以及压电堆与驱动框连接处的黏接 的设计和保护措施,另一方面根据试验时对旋翼的激振频率 通过参数调节各阶模态固有频率值,从而为后续的试验中的 结构设计和调频优化提供技术支持。





3.2.1 离心力片厚度的影响

分别取不加离心力片和厚度为0.5~2.5mm的离心力 片,进行后缘襟翼压电作动机构动特性分析,得到有限元计 算结果如图4所示。





通过图 4 可以看出:(1) 离心力片的厚度与压电堆驱动 襟翼模态的关系不显著,但对驱动平面弯曲和相对驱动轴扭 转模态下的固有频率有着明显影响,其固有频率随离心力片 厚度增加而增大;(2) 随着厚度的提升,压电堆驱动襟翼模 态逐渐位于驱动平面弯曲模态前,变为第二阶模态,为后续 的调频优化提供方向。

3.2.2 力臂的影响

力臂为后缘襟翼翼型气动中心至驱动连杆的距离,通 过设置力臂长度范围 0.538~3.836mm,得出输出动特性结果 与驱动力臂的关系曲线如图 5 所示。



图 5 固有频率随驱动力臂变化曲线



通过图 5 可以看出,驱动平面弯曲模态、驱动平面内扭 转和相对驱动轴扭转模态与力臂的变化关系不显著;压电 堆驱动襟翼模态和襟翼主动转动模态固有频率值随着驱动 力臂长度的增加而增加。

3.2.3 机电耦合效应的影响

对压电作动机构施加电压和预应力,然后进行动特性 分析,研究真实试验下动特性结果与电压与预应力机电耦合 效应的关系如图 6 和图 7 所示。













结合图 6 与图 7 可以看出:(1) 预应力的变化基本不对 后缘襟翼作动机构的动特性结果造成影响,这是由于预应力 的施加不能引起结构质量矩阵的变化;(2) 随着施加电压的 变化,导致一阶和三阶模态产生了变化,即随着电压的增加, 固有频率值降低。

4 结论

通过对后缘襟翼压电作动机构的动特性分析,从有限

元的角度描述了后缘襟翼压电作动机构的各阶模态,并得出 以下结论:

(1)本文发展的计及机电耦合和刚柔耦合系统的动特 性计算方法,解决了后缘襟翼压电作动机构建模与分析问题。

(2)驱动平面弯曲模态、相对驱动轴扭转模态和驱动平 面内扭转模态均能导致压电堆产生错移,为压电作动器后续 结构设计提供了方向。

(3)驱动平面弯曲模态、相对驱动轴扭转模态和驱动平面内扭转模态的固有频率值主要受到离心力片的厚度和机 电耦合效应下电压的变化的影响,压电堆驱动后缘襟翼模态则受到力臂长度变化影响。

(4)后续试验中,通过调节离心力片厚度和力臂大小, 使得压电堆驱动襟翼模态固有频率值处于低阶频率,其他模态远离该阶模态,从而实现智能旋翼的调频优化。 (AST)

参考文献

 [1] 靳宏,金龙.压电叠堆位移放大致动器的动态特性[J].振动与 冲击,2012,31 (21):146-151.

JIN Hong, JIN Long. Dynamic characteristics of a piezoelectricstack displacement-amplifying actuator[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31 (21): 146–151. (in Chinese)

[2] 卢义刚,颜振方. Cymbal 压电发电换能器有限元分析 [J]. 振动 与冲击, 2013, 32 (6): 157-162.
 LU Yigang, YAN Zhenfang. Finite element analysis on energy

harvesting with Cymbal transducer[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32 (6): 157–162. (in Chinese)

- [3] Mitrovic M, Carman G P, Straub F K. Electro-mechanical characterization of piezoelectric stack actuators[C]//The SPIE Conference on Smart Structures and Integrated Systems, 1999; 586–601.
- [4] 王进,杨茂,陈凤明.带后缘襟翼翼型的非定常气动特性数值 仿真[J].计算机仿真,2011,28(2):88-92.
 WANG Jin, YANG Mao, CHEN Fengmin. CFD simulation of unsteady aerodynamics of airfoil with trailing-edge flap[J]. Computer Simulation, 2011, 28 (2): 88-92. (in Chinese)
- [5] 吕金丽,黄国权. 压电类智能结构耦合系统动力学分析 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2007, 28 (1): 75-80.
 LV Jinli, HUANG Guoquan. Dynamic analysis of electromechanical coupled system for piezoelectric intelligent structures[J]. Journal

of Harbin Engineering University, 2007, 28 (1) : 75–80. (in Chinese)

- [6] Friedman P P, Millott T A. Vibration reduction in rotorcraft using active control; a comparison of various approaches[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18 (4): 664–673.
- [7] Giurgiutiu V, Chaudhry Z, Rogers C A. Energy-based comparison of solid-state actuators[C]//Micro-Integrated Smart Materials and Structures Conference (MISMSC), Williamsburg, VA, 1995.
- [8] 王江淮,杨文利,王魏.智能材料在直升机旋翼上的应用[J]. 技术应用,2012,67(5):64-66.

WANG Jianghuai, YANG Wenli, WANG Wei. Application of smart material on helicopter rotor[J]. Technology Application, 2012, 67 (5): 64-66. (in Chinese)

[9] Ferroelectric devices[M].UK: Taylor & Francis Group, 2012: 171-172. (责任编辑 朱赫)

作者简介

宋彬(1992-)男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机动力学。
Tel: 13602069215

E-mail: sb19203072@avic.com

Analysis of Influence Factors on Vibration Characteristics of Piezoelectric Stack Actuators with Trailing Edge Flap

SONG Bin*, GAO Le, HU Heping, ZHANG Shiming

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

Abstract: Smart rotor active control technique is advanced technology for helicopter rotor vibration reduction, it is the basis for structural design and frequency modulation of smart rotor to forecast accurately and analyze vibration characteristics of piezoelectric stack actuators with trailing edge flap. The finite element calculation and vibration characteristics analysis was conducted for piezoelectric stack actuators with trailing edge flap. The finite element calculation and vibration consists of the piezoelectric stack actuators, centrifugal pieces, drive linkage and trailing edge flap was considered. The calculating method of vibration characteristics that combined electromechanical coupling and rigid-flexible coupling was studied. The sensitivity analysis on thickness of centrifugal pieces, arm of trailing edge flap and electromechanical coupling was done, supporting for frequency modulation and optimization of smart rotor.

Key Words: smart rotor; piezoelectric stack actuators; trailing edge flap; electromechanical coupling; rigid-flexible coupling