

后缘小翼型智能旋翼桨叶模型设计与试验研究

张柱¹ 黄文俊² 杨卫东¹

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016;

2. 中国直升机设计研究所旋翼系统设计研究室, 景德镇, 333001)

摘要:提出了一种基于推挽式双X压电驱动机构的后缘小翼型智能旋翼方案,开展了后缘小翼型智能旋翼模型的设计分析与试验研究。空载试验主要用于验证驱动机构的驱动特性,测试了压电堆和驱动机构的静态输出;为了验证悬停时小翼在铰链力矩作用下驱动机构能否有效驱动后缘小翼,进行了加载试验。试验采用线性霍尔传感器对推挽式双X型驱动机构在不同电压和频率驱动下小翼的偏转角度进行了测量。理论分析与试验测试结果基本吻合,压电驱动机构能够有效驱动后缘小翼,该智能旋翼方案是合理和可行的。

关键词:直升机减振;智能旋翼;后缘小翼;压电驱动

中图分类号:V211.47 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)03-0296-06

Design Analysis and Test of Smart Rotor Blades Model with Trailing Edge Flaps

Zhang Zhu¹, Huang Wenjun², Yang Weidong¹

(1. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Rotor System Design Office, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: The design and test of the smart rotor model with active trailing edge flap is performed based on a push-pull double X-frame piezoelectric actuator. The static displacements of piezoelectric stacks and actuators are measured. Unload test is used to verify the performance of the actuator and the load test is conducted to demonstrate whether the actuator can drive the flap with hinge moment in hover. The deflection of the trailing edge flaps are measured by using linear Hall sensors in different actuation frequencies and voltages. Test result agrees with the analysis and shows that the piezoelectric actuators can actuate the flaps and the method is practicable and feasible.

Key words: helicopter vibration reduction; smart rotor; trailing edge flap; piezoelectric actuator

直升机中存在很多旋转部件,它们在运转时都会产生交变载荷,成为直升机的振源。各种振源的激振力作用在机体结构上引起机体振动,其中旋翼产生的激振力最大。过高的振动会降低结构疲劳寿命和仪器设备的可靠性,影响乘员和驾驶员的舒适性和工作效率。所以直升机振动及其控制是直升机发展历程中一直面临的重要问题。

主动后缘小翼控制^[1]是一种新型的智能旋翼减振方案,它通过智能驱动机构控制后缘小翼的偏

转,调节桨叶升力面的高阶谐波气动力分布,实现对机体激振力主要谐波分量的主动抵消,从而达到减振的目的。相对于传统的直升机被动振动控制方法,基于智能材料的智能旋翼驱动机构具有质量轻、结构紧凑、响应速度快、控制频带宽等特点。国外对后缘小翼型智能旋翼进行了大量的研究^[2-6],并以真实直升机为试验平台,成功进行了试飞^[7]。

本文以后缘小翼型智能旋翼为研究对象,采用推挽式双X型驱动机构^[8],进行了面向真实翼型的

后缘小翼型智能桨叶模型设计与试验研究^[9]。静态试验用于验证驱动机构的驱动特性,测试了压电堆和驱动机构的静态输出。为了模拟悬停状态下,桨叶和后缘小翼的真实工作环境,采用机械弹簧来模拟小翼铰链力矩。试验主要是为了验证后缘小翼在受载状态下,驱动机构能否正常驱动小翼进行有效偏转。后缘小翼偏转角度的测量采用线性霍尔传感器。为了验证设计的合理性,试验结果与理论分析进行了相关的对比。

1 压电驱动机构原理

后缘小翼驱动原理如图1所示。压电陶瓷堆在外加电场作用下产生位移,经放大机构放大后驱动后缘小翼进行偏转。本文所采用的推挽式双X型驱动机构具有较高的位移输出放大系数,结构简单、紧凑,能量转换率高,适用于旋翼桨叶狭长的空间结构。这种驱动机构采用压电陶瓷堆作为其主动部件,通过双X放大机构对压电堆的输出进行放大。

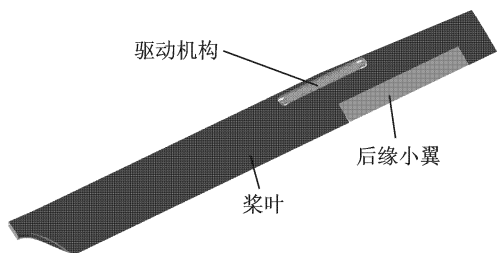


图1 后缘小翼驱动原理图

压电陶瓷堆是由PMN-PT压电陶瓷片、电极层、粘接层(环氧树脂)、端盖组成的电学并联机械串联的结构,如图2所示。各压电片在极化电场作用下产生同向位移,在厚度方向产生叠加输出。

一般压电材料的特性是输出力较大而输出位移较小^[10],现有的压电材料,以PMN-PT为例,一个100 mm长的压电堆,其最大输出位移大概为0.12 mm,因此需要设计一个高效的放大机构,以便产生足够的输出位移。本文采用钛合金材料的推

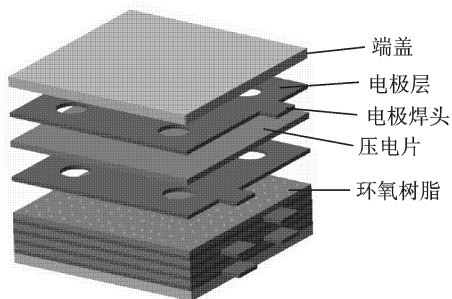


图2 压电陶瓷堆

挽式双X驱动机构将压电堆的输出位移进行放大用于驱动后缘小翼进行偏转。推挽式双X驱动机构是基于三角形放大原理的,它由两个反向对称布置的X型驱动机构组成。两个X形驱动机构施加两个反向交变电压,这样就可以保证推、挽两个方向的输出。

2 驱动机构性能分析

如图3所示,压电堆是由很多层压电片叠加而成,其阻塞力和行程为

$$F_b = l \times b/t \times d_{33}/s_{33} \times U \quad (1)$$

$$a = n \times d_{33} \times U \quad (2)$$

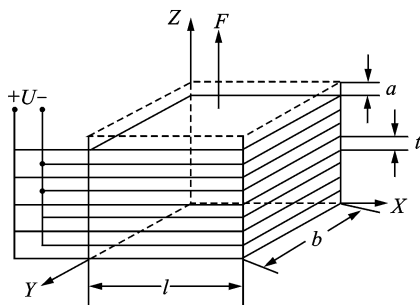


图3 压电堆结构图

分析如图4所示的X型驱动机构。

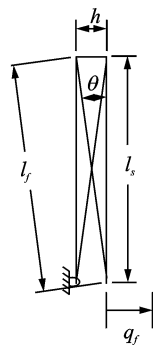


图4 X型驱动机构结构示意图

图4中: l_f 为框架的长度, l_s 为压电堆的长度, q_f 为驱动机构输出端空载状态下的自由输出位移,其中

$$q_f = -\frac{2l_s}{h} \left(1 + \frac{\epsilon}{2} \right) (\epsilon l_s) \quad (3)$$

式(3)的尺寸不包括压电堆的端盖长度以及框架的厚度。采用虚单位载荷法,可以求出驱动机构的输出刚度为

$$\frac{1}{K_a} = \frac{2l_s}{(\tan^2\theta)E_e A_e} + \frac{2l_f}{(\sin^2\theta)E_f A_f} \quad (4)$$

式中: E_f, E_e 为框架和压电堆的模量; A_f, A_e 为框架和压电堆的面积。式(4)中只包含压电堆的柔度

以及相邻的框架的参数,而 h 的影响没有在表达式里体现出来。实际上, h 以及其他单元对驱动机构的输出刚度还是有一定的影响。

驱动机构的结构刚度对于主动部件(压电堆)的影响主要表现在驱动机构的机械输出效率上

$$\eta_m = \frac{\frac{1}{2}K_a q_f^2}{\frac{1}{2}E_c \epsilon^2 V_c} \quad (5)$$

式中: V_c 为压电堆的体积, ϵ 为压电材料的介电常数。结合式(3~5)可以求出本文设计的驱动机构的机械效率为76.2%。

驱动机构的结构刚度对桨叶性能的影响主要体现在驱动机构与后缘小翼的载荷匹配上。改变小翼的气动载荷会导致小翼的位置发生变化,如果驱动机构的刚度大到足够抵消气动载荷的影响,那么小翼就可以保持原先的位置。因此,在小翼与驱动机构之间应该找到一个相对平衡点。相对于该平衡点,改变驱动机构的刚度会导致压电部件的能量在传递到小翼的过程中发生更多的损耗。

3 智能旋翼桨叶模型设计

3.1 推挽式双X驱动机构设计

推挽式双X驱动机构的设计如图5所示。主要部件为主动部件、内、外框架、固定件及输出杆。主动部件为4根同型号压电堆。输出杆一端连接在推挽式双X机构的内框架上,另一端跟小翼轴相连。

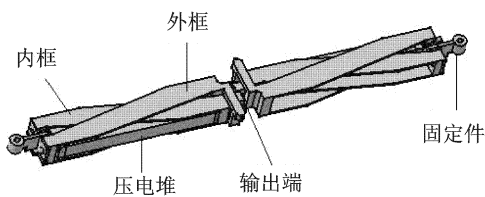


图5 驱动机构设计图

如图6所示,固定件将驱动机构固定在旋翼桨叶内,既承受离心力,保证驱动机构在强离心力场下的正常工作,同时它又是一个柔性件,具有一定的弹性,能够保证内外框架的相对自由运动。

如图7所示,驱动机构的内、外框架是主要的承力部件,也是力和位移的主要传输部件。压电堆的输出需要通过内外框架传输到输出端。因此,内外框架的强度和刚度是设计的重点,在力和位移的传递过程中,内外框架本身不应有任何的变形。同样受到桨叶结构和质量的限制,内外框架应选用密度较小而刚度较大的材料。内外框架是压电堆的支

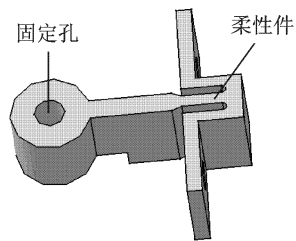


图6 固定件

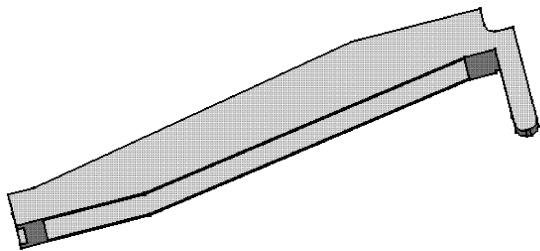


图7 驱动机构外框

撑件,因此,内外框架要能够对压电堆施加预载。

为了减小质量,除压电堆外,其他部件均采用钛合金加工。推挽式双X驱动机构的实物图见图8。

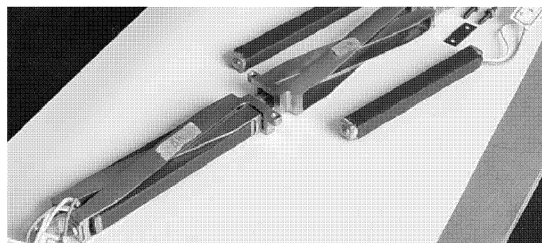


图8 驱动机构

3.2 后缘小翼型智能桨叶设计

智能桨叶的设计主要是复合材料桨叶设计以及与双X驱动机构的集成设计。复合材料桨叶的设计既要考虑驱动机构的合理布置问题,又要考虑复合材料加工工艺的实现问题,另外电源系统、测量系统和控制系统的信号传输问题(布线)也必须考虑,因此对复合材料桨叶模具也提出了新的要求。在满足桨叶模型尺寸的基础上,合理地布置双X驱动机构的位置,并最大限度地减少双X驱动机构的集成给复合材料桨叶带来的附加质量。

如图9所示,驱动机构固定在一个金属框架上,小翼轴也固定在该金属框架上。复合材料桨叶的大梁纤维带缠绕在金属框架的周围,离心力通过金属框架传递到桨叶大梁上。该框架不仅用于固定小翼和驱动机构,还可以提高小翼和驱动机构段桨叶的刚度。驱动机构所在的框架部分是开口结构,

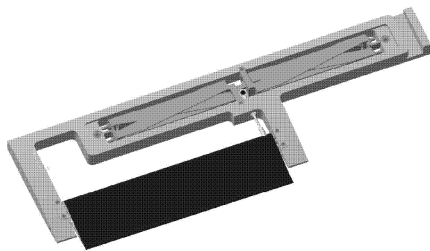


图9 驱动机构与桨叶的集成设计

上表面通过一个金属盖板密封,下表面与蒙皮相连。这一结构便于驱动机构的安装、拆卸和维护。

后缘小翼型智能桨叶以及驱动机构的详细设计参数见表1。

表1 智能桨叶详细设计参数

设计参数		数值
翼型		OA312
旋翼参数	桨叶片数	4
	旋翼直径/m	2.6
	桨叶弦长/m	140
后缘小翼	尺寸	200 mm×60 mm
	位置	0.675R~0.83R
压电堆	尺寸	10 mm×10 mm×100 mm
	尺寸	264 mm×22 mm×12.1 mm
驱动机构	位置	0.57R~0.77R
	质量/g	400

小翼由小翼轴、翼肋、蒙皮等组成,布置在桨叶的0.675~0.83R处,小翼一端与驱动机构的输出端相连,驱动机构通过输出杆带动小翼偏转。

如图10所示,小翼通过两端的轴承固定在桨叶的翼肋上,靠近桨尖的轴承还需承受一定的离心力,因此,采用平面推力轴承。在离桨叶根部较近的一端采用滚珠轴承。在桨尖近端的小翼翼肋上埋有线性霍尔传感器的感应元件,在桨叶的翼肋上埋有线性霍尔传感器,用以测量小翼的输出偏角。

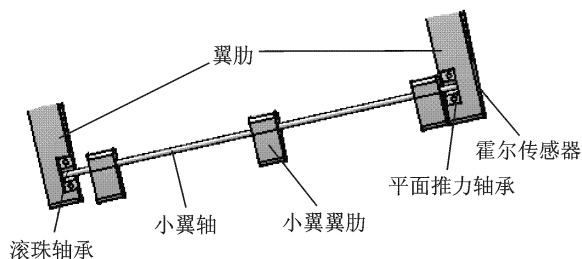


图10 小翼及传感器的布置

如图11所示,小翼的输出杆一端与驱动机构的内框相连,另一端与小翼轴相连,为了保证位移



图11 驱动机构驱动小翼示意图

传输的连贯性,连接方式均采用球铰。

4 模型试验

为了验证后缘小翼型智能旋翼的驱动机理以及小翼在模拟悬停受载状态下推挽式双X驱动机构能否有效驱动后缘小翼,对所设计智能桨叶进行了试验。试验结果与理论分析进行了对比。

4.1 空载试验

试验的主要目的是验证推挽式双X型驱动机构的有效性,检验压电堆和驱动机构的性能是否与理论计算相吻合,检验驱动机构与桨叶集成以后能否很好地解决结构间的间隙问题。

试验的主要设备有:模型桨叶(包括驱动机构,如图12所示)、功率放大器、信号发生器、PV300激光测振仪、信号采集系统及霍尔传感器。

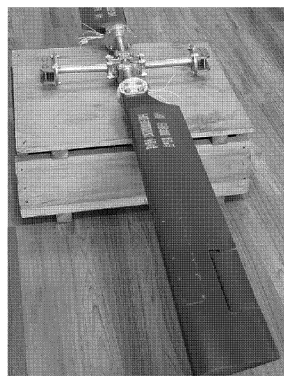


图12 模型桨叶

4.1.1 压电堆性能测试

对压电堆施加电压驱动,通过激光测量仪测试其输出。试验过程从零电压开始,慢慢增大到最大值,之后再逐渐回到零电压点。

由图13可以看出,压电堆输出线性度比较好,输出位移也比较可观,同时在电压由最高点降低到0的过程中压电堆存在明显的迟滞现象。

4.1.2 驱动机构性能测试

给压电堆施加一定的电压,观察驱动机构能否正常驱动后缘小翼,比较不同电压和频率下,小翼

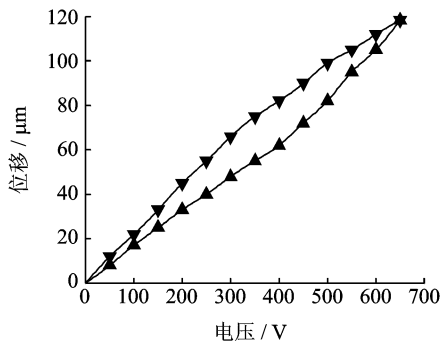


图13 压电堆的输出特性

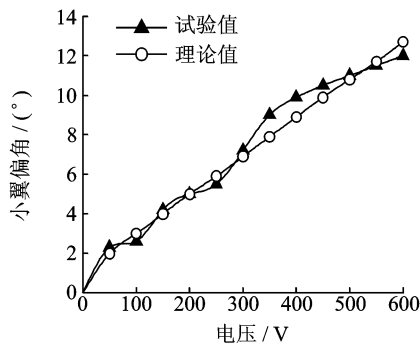


图16 小翼偏角对激振电压变化曲线

偏角的变化情况。测量小翼在不同状态下的偏转情况。通过小翼的偏转情况来评估驱动机构的性能。

图14为试验中所标定的霍尔线性位移传感器的输出电压与后缘小翼偏转角度之间的关系曲线。可以看出,在角度小于 15° 时具有较好的线性度。

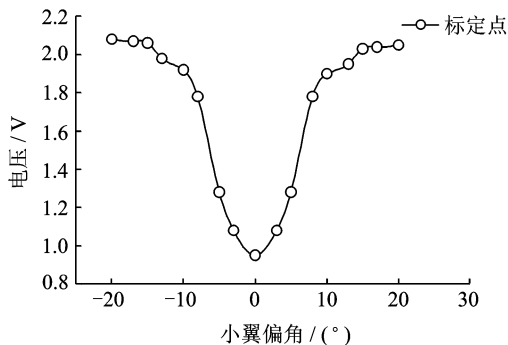


图14 霍尔传感器输出电压与小翼偏角的关系

由图15可以看出,当电压保持不变时,提高激振频率,小翼偏角会逐渐增大;随着频率越来越接近小翼的固有频率,小翼的偏角会明显地增大。在频率为 14 Hz 时小翼的偏角达到最大,此频率正为小翼系统的共振频率。当最大电压为 400 V ,激振频率为 14 Hz 时,小翼的最大偏角可以达到 12° 。

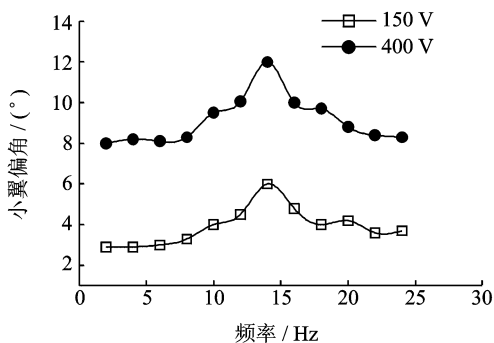


图15 不同电压下小翼偏角随激振频率变化曲线

由图16可以看出,同一激振频率(12 Hz)下,在压电堆的工作电压范围内,小翼的偏转角度随着

电压的增加而增大,并且具有较好的线性度。

试验结果显示,推挽式双X驱动机构能够正常驱动后缘小翼进行偏转。并且驱动机构的输出行程较大。图16中的理论值已经考虑了驱动机构的机械效率,综合考虑到各部件之间的间隙、结构间的摩擦等因素,试验结果与理论分析结果基本吻合。

4.2 加载试验

以上试验只是推挽式双X驱动机构的性能验证试验,直升机悬停时,后缘小翼所承受的载荷除了惯性力以外还包括气动力以及旋翼自身旋转所带来的离心力。这些力对小翼轴产生一个附加的铰链力矩,该力矩会阻碍驱动机构对后缘小翼的驱动。为了验证小翼在真实受载情况下驱动机构能否真实有效地驱动后缘小翼,采用机械弹簧来模拟小翼铰链力矩。

如图17所示,考虑到加载试验可能会破坏桨叶的结构,小翼加载试验采用另外一片金属桨叶^[7],驱动机构以及输出系统与空载试验的完全相同,并采用结构参数、固有特性等与空载试验中所采用复合材料小翼相似的金属小翼。

在小翼展向中心的后缘位置的上下表面各连接一个弹簧用以模拟小翼的铰链力矩。图18为旋翼转速为 $1\ 037\text{ r/min}$,小翼偏角 $\delta = A\text{M}\sin(4\Omega t)$ 时,小翼最大铰链力矩随小翼振幅的变化关系曲线。

本文取小翼最大偏角为 10° 时小翼的最大铰链力矩为基准值来设计弹簧的刚度。

$$M_f = 2K \times l \tan \delta \times l \quad (6)$$

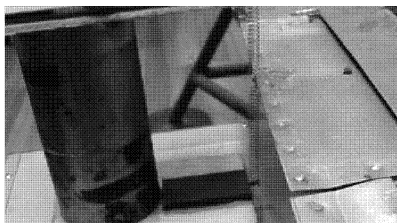


图17 小翼加载试验

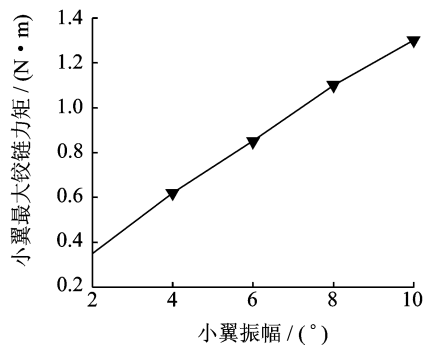


图18 小翼铰链力矩

式中: M_f 为小翼最大铰链力矩; K 为弹簧刚度; l 为弹簧作用点离小翼轴的距离; δ 为小翼的最大偏角。

小翼在 $1.3 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的模拟最大铰链力矩作用下, 观察驱动机构能否有效驱动后缘小翼。测出不同电压和频率下小翼的输出角度, 并与小翼空载状态下的输出进行比较。

图19为电压400 V, 小翼在加载前后的偏转角度变化曲线。可以看出, 小翼在受载状态下的偏转角度明显小于空载状态, 此外由于弹簧加载系统附加的质量和刚度使得小翼系统的固有频率也发生了变化。在激振频率为18 Hz, 最大电压为400 V时, 小翼的最大偏角为 7.8° 。因此, 由气动力等引起的小翼铰链力矩对小翼的输出影响是比较大的。

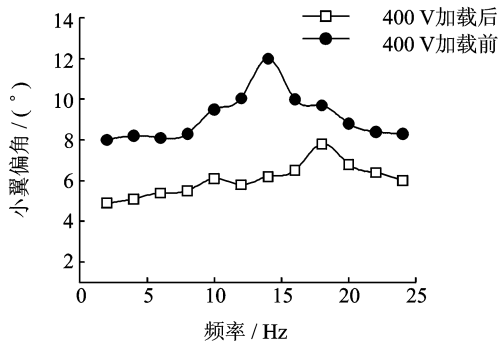


图19 小翼加载前后偏转角度的变化

5 结 论

(1) 本文所采用的推挽式双X型驱动机构较好地解决了与真实桨叶结构集成时所存在的质量、紧凑性以及效率的问题。

(2) 试验取得了令人满意的结果, 小翼空载状态下, 当电压为400 V, 激振频率为14 Hz时, 小翼的最大输出偏转角可达到 $\pm 12^\circ$, 推挽式双X驱动机构能够将压电堆的微小输出进行有效放大用于驱动后缘小翼。

(3) 小翼在受载状态下, 驱动机构能够有效驱

动后缘小翼进行偏转, 当电压为400 V, 激振频率为18 Hz时小翼的最大输出角可以达到正负 7.8° 。

(4) 试验结果与理论分析基本吻合, 从而证明本文设计的智能旋翼方案是有效可行的, 并为进一步的旋转试验和振动控制试验打下坚实的基础。

参考文献:

- [1] Hall S R, Straub F K, Lau B H, et al. Active flap control of the SMART rotor for vibration reduction [C]// American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine: American Helicopter Society International, 2009:131-149.
- [2] Koratkar N A, Chopra I. Wind tunnel testing of a Mach-Scaled rotor model with trailing edge Flaps [C]//Proc 57th AHS Annual Forum. Alexandria: AHS, 2001:1069-1099.
- [3] Konstanzer P, Enenkl B, Cranga P, et al. Recent advances in Eurocopter's passive and active vibration control [C]//American Helicopter Society 64th Annual Forum. Canada: The American Helicopter Society. 2008:932-950.
- [4] Straub F, Kennedy D, Stemple A. et al. Development and whirl tower testing of the SMART active flap rotor [C]//Proc SPIE Symposium on Smart Structures and Materials. San Diego: Institute of Physics Publishing, 2004:282-293.
- [5] Straub F, Anand V, Domzalski D. Development of a piezoelectric actuator for trailing edge flap control of full scale rotor blades [J]. Smart Materials and Structures, 2001, 10:25-34.
- [6] Leconte P, des Rochettes H M. Experimental assessment of an active flap device [C]//58th Annual Forum of the AHS. Montreal, Canada: AHS, 2002: 1285-1296.
- [7] Dieterich O, Enenkl B, Roth D. Trailing edge flaps for active rotor control aeroelastic characteristics of the ADASYS rotor system [C]//American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix, AZ: American Helicopter Society International, 2006: 1190-1212.
- [8] 韦克昌. 基于压电堆的智能旋翼高效驱动机构设计分析与试验研究 [D]: 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2005.
- [9] 张柱. 基于高效驱动机构的新型智能旋翼设计分析与试验研究 [D]: 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2007.
- [10] 张福学. 现代压电学 [M]. 北京: 科学出版社, 2003: 295-299.