

压电驱动机构在直升机ACF智能旋翼上的应用



姚佐聪^{1,2}, 胡和平¹, 高乐¹

1.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

2.中国航空研究院研究生院, 江苏 扬州 225009

摘要:直升机的主动控制襟翼(ACF)型智能旋翼技术通过驱动机构带动旋翼后缘襟翼局部高频偏转,产生反相高阶气动载荷来抵消或降低旋翼高阶振动载荷,达到降低旋翼振动的目的,是直升机旋翼动力学领域发展的最新趋势之一。本文围绕使用压电材料驱动的后缘襟翼驱动机构,系统梳理了国内外各类驱动机构构型的发展历程和验证现状,对几种典型构型驱动机构的力学输出特性进行了对比分析,阐述了国内外技术差距并指出国内当前研究面临的几个主要问题,为后续国内压电驱动机构的选型、可靠性设计以及性能优化等提供参考。

关键词:直升机; 主动控制; 后缘襟翼; 压电叠堆; 驱动机构

中图分类号:TH112/V222

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.04.009

随着智能材料与结构在多学科领域取得快速的发展,基于智能材料发展智能结构成为航空航天领域的研究热点^[1-2],其中直升机的主动控制襟翼(ACF)型智能旋翼技术利用驱动机构带动后缘襟翼局部高频偏转,产生反相高阶气动载荷来抵消或降低旋翼高阶振动载荷,是直升机旋翼动力学领域发展的最新趋势之一。早期ACF智能旋翼使用的传统液压、电磁、电机等驱动机构尺寸大、能耗高,且难以在桨叶内部狭小空间集成安装。随着智能材料技术的发展,压电陶瓷驱动机构的出现使ACF智能旋翼的工程应用成为可能。

最近十多年来,欧美等直升机技术发达国家对基于压电陶瓷的后缘襟翼驱动技术相继开展了一系列理论研究和试验验证工作,形成了各具特色的压电驱动机构,其中波音公司、德国欧直分别实现压电叠堆型ACF智能旋翼的全尺寸风洞试验验证、装机飞行验证,其具有很好的直升机减振应用价值。

本文对ACF智能旋翼用压电驱动机构的构型发展和验证现状进行梳理,对比分析几种典型构型的力学输出性能,分析国内外差距并指出国内当前研究面临的问题,以期国内压电驱动机构的选型、可靠性设计,及性能优化等提供参考。

1 国外压电驱动机构的研究与验证现状

国外基于压电驱动的ACF智能旋翼研究,可追溯到20世纪80年代末。美国麻省理工学院的Spangler等采用理论分析证明了压电材料用于旋翼后缘襟翼驱动的可行性,并初步研制了一种基于两层压电晶片的驱动机构。马里兰大学的N. A. Koratkar等^[3]对压电晶片型驱动机构进行了长期的优化和改进研究,通过不断增加压电晶片的层数来获取更大的驱动力,同时改进与后缘襟翼的连接传动装置来获得更大的襟翼偏转角度,研制了一种8层压电晶片的锥形驱动机构,而悬停试验结果显示,1/rev驱动频率下,随着转速从0增至900r/min,襟翼偏转角度从 $\pm 10^\circ$ 下降到了 $\pm 4^\circ$ 。多层锥形压电驱动器示意图如图1所示。

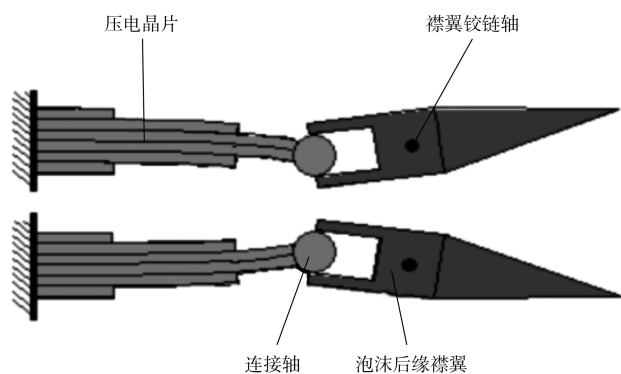
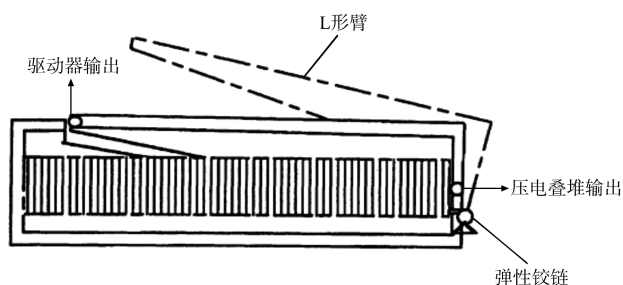
为获得在外载荷作用下更可靠的输出性能,人们将研究方向转到压电叠堆型驱动机构。压电叠堆的驱动力远高于压电晶片,但其驱动位移却非常小,如何设计轻量、高效的冲程放大机构,成了这类研究的关键难点。

1.1 杠杆式L形压电驱动机构

R. Chandra等^[4]基于杠杆放大原理,研制了一种L形臂式的压电驱动机构(见图2),压电叠堆在短臂端进行制动,在长臂端产生放大后的驱动输出。对该装置进行了风洞试

收稿日期: 2022-12-30; 退修日期: 2023-02-17; 录用日期: 2023-03-15

引用格式: Yao Zuocong, Hu Heping, Gao Le. The Application of piezoelectric driving mechanism on the helicopter ACF intelligent rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(04): 66-71. 姚佐聪, 胡和平, 高乐. 压电驱动机构在直升机ACF智能旋翼上的应用[J]. 航空科学技术, 2023, 34(04): 66-71.

图1 多层锥形压电驱动器示意图^[3]Fig.1 Illustration of Multi-layer conical piezoelectric actuator^[3]图2 L形驱动机构^[4]Fig.2 L-type drive mechanism^[4]

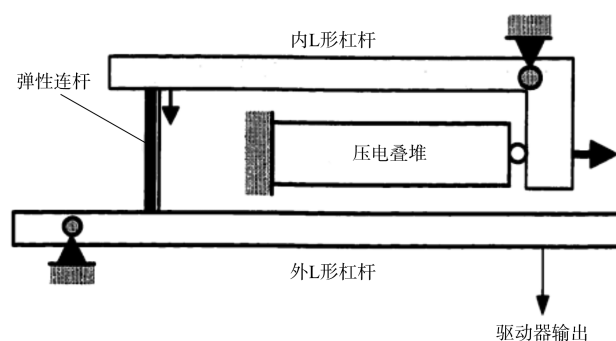
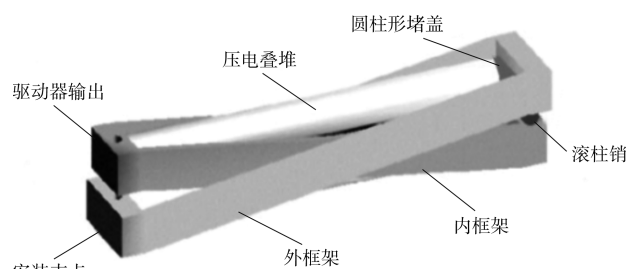
验,结果显示,5Hz驱动频率下,随着气流速度从0增至254cm/s,襟翼偏转角度下降了约30%。

为获得更大的驱动输出和承载性能以支撑SMART智能旋翼计划提出的全尺寸风洞试验中获得 $\pm 5^\circ$ 襟翼偏转目标,T. Lee等^[5]将L形臂式机构改进为含内/外杠杆的双L形机构,并不断优化外形、尺寸以及压电叠堆的布置方式,最终提出了双轴推挽式的双L形压电驱动机构,如图3所示。然而台式试验结果显示,该驱动机构的驱动力随着激励频率的增加明显降低;悬停试验结果显示,离心力载荷作用下的驱动机构性能也显著低于预测结果,这使得SMART计划后续的研究没有采用这种机构。

1.2 框架式X形压电驱动机构

同样在SMART计划支持下,S. R. Hall等^[6]研制了一种由两组压电叠堆和内/外框架组成的X形驱动机构(见图4),该机构利用框架侧梁相对于叠堆轴的小角度产生几何行程放大。悬停试验结果显示,电压为800~1200V时,襟翼偏转范围可达 $\pm 5^\circ \sim \pm 7^\circ$,然而随着旋翼转速和总距的增加,襟翼偏转角度同样有所减小。

为增强输出性能,S. R. Hall等^[7]采用两个X形驱动器耦合的方式,研制了一种双X形推挽式压电驱动机构,如图5所示。悬停试验结果显示,该驱动机构能够在离心载荷下

图3 双L形压电驱动机构^[5]Fig.3 Double L-type piezoelectric driving mechanism^[5]图4 X形压电驱动机构^[6]Fig.4 X-type piezoelectric driving mechanism^[6]

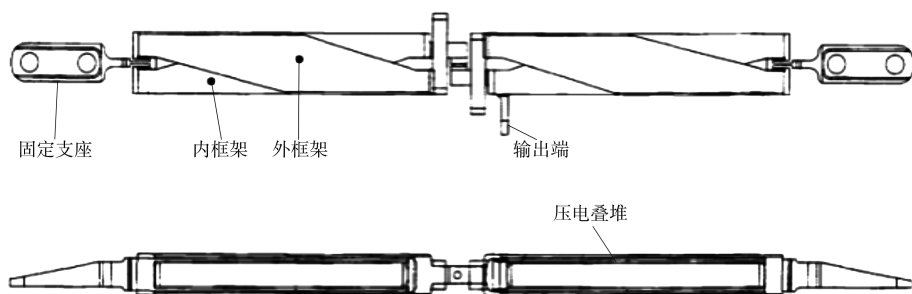
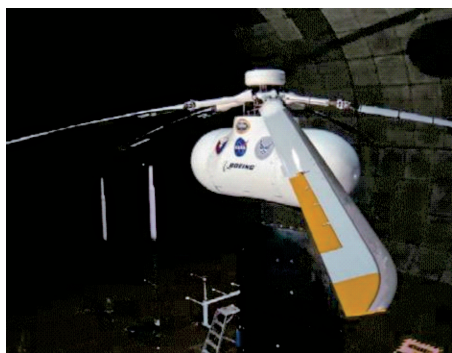
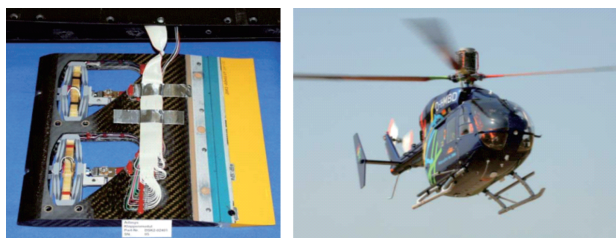
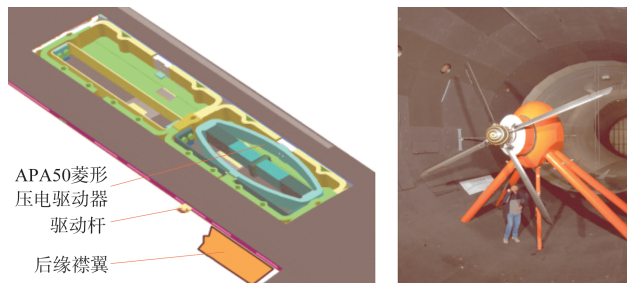
正常工作,在不同驱动频率(3/rev~5/rev)作用下,驱动器的输出性能降低不到8%。

SMART计划的全尺寸风洞试验^[8]采用了双X形驱动机构,如图6所示。试验结果显示,模拟平飞和下降状态下主要振动谐波1/rev的幅度降低了98%,4/rev和5/rev的幅度降低90%,谐波振动的总体减少率为95%。此外,试验结果显示对噪声也有明显的抑制作用。该试验量化了ACF智能旋翼对振动、噪声的影响,主动襟翼对控制振动和噪声的有效性得到了决定性的证明。

1.3 集成式菱形压电驱动机构

法国ONERA和德国DLR于1998年合作开展了“主动桨叶概念”(ABC)项目^[9],初期使用法国CEDRAT公司制造的APA230菱形压电驱动器开展了2m量级的旋翼台悬停试验,结果显示,随着离心载荷从0增加到2000g,襟翼偏转从6°减小到5°。后期采用改进的APA500驱动器开展了4.2m量级模型桨叶前飞试验,结果显示,旋翼转速为800r/min,前进比为0.22时,1/rev~5/rev驱动频率下的襟翼偏转峰值最大可达2.3°,每增加1°襟翼偏转可以减少约15%的4/rev法向桨毂载荷。ABC计划中的驱动机构以及试验如图7所示。

欧直、EADS等机构联合开展了ADASYS旋翼计划,采用Janker等设计的带柔性铰链的菱形压电驱动器

图5 双X形压电驱动机构^[7]Fig.5 Double X-type piezoelectric driving mechanism^[7]图6 SMART计划的风洞试验^[8]Fig.6 SMART plan's wind tunnel test^[8]图8 DWARF驱动机构和飞行试验^[10]Fig.8 DWARF driving mechanism and flight test^[10]图7 ABC计划中的驱动机构以及试验^[9]Fig.7 The driving mechanism and test in ABC plan^[9]

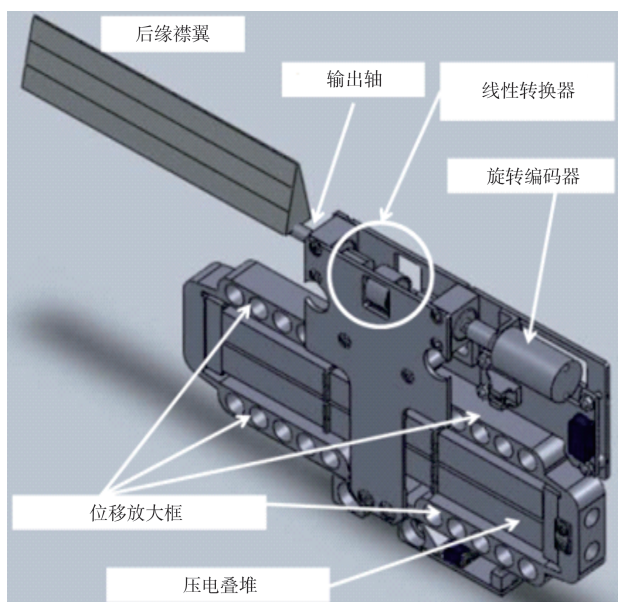
(DWARF),开展了全尺寸旋翼塔试验,结果显示离心力场作用下驱动机构的输出性能无明显降低。2005年,Dieterich等对装有该驱动机构的BK117直升机开展了飞行试验,这是主动控制后缘襟翼技术发展以来的首次飞行试验,测试结果显示,所有飞行条件下的全机4/rev振动减少量都达到了预期的效果。2009—2011年,空客直升机公司将该装置安装在新一代EC-145后缘小翼智能旋翼Blue Pulse上开展第二次飞行试验^[10],采用更加先进的配套电子设备,整体重量更轻,飞行试验结果表明,采用后缘襟翼能够有效降低直升机振动水平。两次飞行试验都取得了圆满成功。DWARF驱动机构和飞行试验如图8所示。

2010年以来,韩国首尔国立大学^[11]、日本JAXA^[12]等围绕CEDRAT公司的APA系列菱形压电叠堆驱动器进行机构设计与改进。韩国以SNUF(seoul national university flap)旋翼为驱动机构载体开展了多轮设计,并进行了驱动机构的台架试验,取得了一定的研究成果。日本的设计(见图9)采用了并联式压电叠堆驱动的方式,并对位移放大框进行了改进,目的都是增强输出性能;开展了旋转台架试验,结果显示,120V激励电压下,后缘襟翼偏转角度超过6°,且机构可承受1000g离心力载荷。

1.4 其他构型

除了压电晶片和压电叠堆两种主流构型之外,国外一些大学和研究机构也根据压电材料不同压电系数的致动特性,创新性地提出了许多新构型,如压电陶瓷管扭转型、压电纤维剪切型以及串联式或并联式C形块驱动机构等,对这些构型也都开展了相关的试验分析,并取得了一定的研究成果。

迄今为止,国外在基于压电驱动的ACF智能旋翼实现直升机减振方面,进行了系统的分析与验证工作,取得了令人瞩目的成果,其中美国注重基础性研究,其设计的双X形驱动机构克服了外载、高频等对驱动机构输出性能的影响,已顺利完成全尺寸风洞试验;欧洲国家则注重ACF智能旋翼的工程应用,研究多采用成熟的驱动器产品,目前基于菱形压电驱动机构的ACF智能旋翼已完成装机飞行验证,正在逐步走向工程应用阶段。

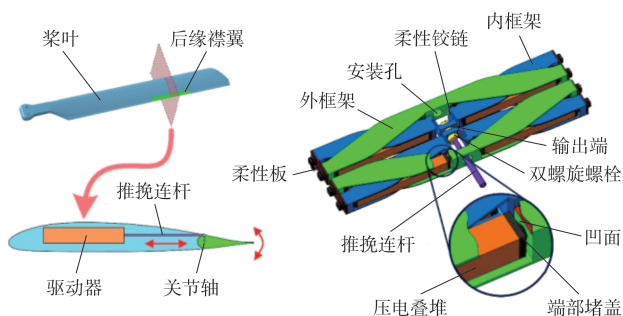
图9 JAXA 设计的压电驱动机构^[12]Fig.9 Piezoelectric driving mechanism by JAXA^[12]

2 国内驱动机构的发展以及当前面临的问题

2.1 国内研究现状

2000年以来,南京航空航天大学先后跟踪研究了国外大学和科研机构的各种驱动机构设计,开展了一些理论分析和原理性试验,如研制了2m量级仿MIT的双X形驱动机构模型旋翼桨叶,并进行了低转速下的原理性探索试验。2021年,南航的周金龙等^[13]基于双X形驱动机构设计了一种4X紧凑型的压电驱动机构(见图10),台式试验结果表明,驱动器的输出刚度可达801N/mm,120V激励电压下的驱动位移达到 $\pm 0.27\text{mm}$ 。

自2009年开始,航空工业直升机所基于功效比相对较高的APA500L菱形压电驱动器研制了一副4m量级模型旋翼,并于2016年初完成了针对襟翼开环控制状态下的悬停

图10 4X形压电驱动机构^[13]Fig.10 4X-type piezoelectric driving mechanism^[13]

试验(见图11),结果表明,襟翼高频运动能够显著影响桨叶振动载荷;同时,试验中也暴露了压电驱动机构性能受离心力、气动力等影响较大的问题。此外,试验发现压电陶瓷材料自身的机电耦合特性受环境影响较大,如易发生电击穿现象,严重影响压电驱动机构的工作可靠性。

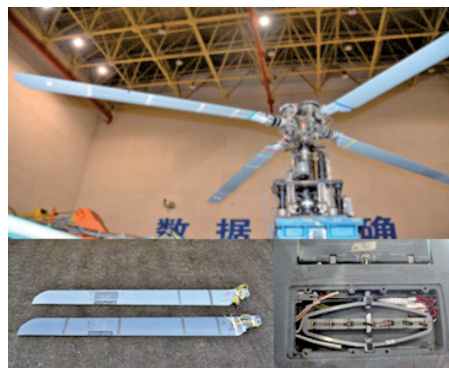


图11 国内4m直径ACF旋翼试验

Fig.11 Domestic 4m diameter ACF rotor's test

2.2 国内发展面临的问题

可以看出,在ACF智能旋翼的原理性和缩比模型验证阶段,国内外都面临离心力、气动力等外载荷作用促使驱动机构输出性能下降的问题,国外发展到全尺寸验证阶段时使用的如双X形、DWARF等驱动机构已基本解决了这类问题,而国内尚未解决。要实现国内ACF智能旋翼技术全尺寸验证乃至工程应用,近期还需要开展相关理论和试验研究摸清外载荷作用对驱动机构输出性能的影响规律,瞄准具备高承载、可精准变形的驱动机构开展构型优化设计,以提高在旋翼复杂工作环境下的可靠性,为下一步全尺寸验证提供技术支撑。

3 典型构型压电驱动机构输出性能对比

针对压电驱动机构高效可靠的变形构型设计和机构的高承载能力两大设计难点,本文对国外几种成熟、典型的驱动机构构型在这两方面的性能验证情况做了汇总和对比,为后续国内相关压电驱动选型、机构设计等提供参考。表1为驱动机构构型对输出性能的影响对比,表2为旋翼旋转环境下两种主要的外载荷对机构性能的影响对比。

可以看出,压电晶片型驱动机构的输出性能远低于压电叠堆型,且承载能力也较差;早期研究中双L形和X形驱动机构的输出位移十分可观,但驱动力很小,承载性能也一般;双X形驱动机构的驱动位移优于APA500L,但驱动力相对较低,二者承载性能都比较好;DWARF驱动机构是综合

表1 驱动机构构型对输出性能的影响对比

Table 1 Comparison between influence of driving mechanism configuration on output performance

驱动机构构型	8层晶片型	双L形	X形	双X形	APA500L	DWARF
最大驱动力/N	8	53	95	298	570	910
最大驱动位移/ μm	165	2540	1470	1092	500	1450

表2 外载荷对机构性能的影响对比

Table 2 Comparison between influence of external load on mechanism performance

外载荷影响	驱动机构输出性能					
	8层晶片型	双L形	X形	双X形	APA500L	DWARF
离心力增大	显著下降	较明显下降	较明显下降	影响较小	影响较小	影响较小
气动力增大	影响较小	较明显下降	—	影响较小	影响较小	影响较小
注:襟翼偏转角度下降>30%为显著下降,10%~30%为较明显下降,10%为影响较小						

性能最好的驱动机构,目前该机构已完成装机飞行验证,具备工程实现性,但其结构比较复杂,含有大量柔性铰链,且制造工艺也十分复杂,国内要设计制造出类似产品需要面临的挑战是相当大的。

4 国内外差距分析

与国外先进技术相比,国内ACF智能旋翼整体技术水平还存在差距,这主要体现在以下两个方面。

(1) 基础性技术储备不足

对于压电驱动机构的核心动力部件压电驱动器^[14],国内基础工业较薄弱,针对压电材料研究单位稀少,这不仅造成国内压电驱动器在材料特性认识、叠堆制造能力、压电驱动器集成制造以及性能测试与质量控制、压电驱动器性能等方面均与国外有比较大的差距,而且国内使用的压电驱动器大多采用国外采购方式,易受制于人,维修周期特长,甚至断供,是国内ACF智能旋翼发展的一大隐患。

对于压电驱动机构本身,如何在不损失输出能量的情况下,对其进行小型化设计,既满足使用功能,又具有良好的动力学特性、增重小及易于维护、寿命长,积累的设计经验也十分有限。此外,机构中的连杆传动装置如何克服关节摩擦、轴承间隙等带来的不利影响,以及变形零部件的结构优化设计等方面,也亟须进一步深入研究。

(2) 技术验证不充分

国外ACF智能旋翼技术经历了原创思想提出、原理验

证、缩比模型旋翼验证、全尺寸旋翼验证以及飞行验证等比较充分的验证,积累了充分的试验数据支撑工程发展;而国内仅进行了有限的原理性试验、少量的具有工程特征的4m量级旋翼功能试验,相关设计的试验验证还不充分,获得的数据不完整,感知、驱动/执行、控制等成系统的技术提升与试验验证数据不足,要形成一套全面系统的分析验证流程,还有很长一段路要走。

5 结束语

与国际先进水平相比,国内ACF智能旋翼用压电驱动机构的发展仍有很大差距,需要在研究的深度、广度上进一步加强,尤其是面向型号应用涉及的压电驱动机构输出特性、可靠性、承载能力等问题。本文通过梳理国内外压电驱动机构的构型发展和验证现状,指出了驱动机构在设计过程中需要注意的关键技术难点以及国内当前研究面临的主要问题,并通过汇总不同构型驱动机构的力学输出性能,对比分析了各类构型的综合性能差异,为后续设计提供参考。

AST

参考文献

- [1] 刘凯,曹晓飞,李营,等.基于手性超结构设计的可变形机翼研究进展[J].航空科学技术,2022,33(1):17.
Liu Kai, Cao Xiaofei, Li Ying, et al. Research progress of deformable wings based on chiral superstructure design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(1): 17. (in Chinese)
- [2] 邓景辉.直升机技术与展望[J].航空科学技术,2021,32(1):10.
Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(1): 10. (in Chinese)
- [3] Koratkar N A, Chopra I. Wind tunnel testing of a Mach-scaled rotor model with trailing-edge flaps[J]. Smart Materials & Structures, 2001, 10(1):1-14.
- [4] Chandra R, Chopra I. Actuation of trailing edge flap in a wing model using piezostack device[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2013, 9(10):847-853.
- [5] Lee T, Chopra I, Davis L P. Design of a bidirectional piezoelectric actuator for blade trailing-edge flap[J]. Spie Proceedings, 2001, 4327:36-45.

- [6] Hall S R, Precht E F. Development of a piezoelectric servoflap for helicopter rotor control[J]. *Smart Materials and Structures*, 1999, 5(1):26.
- [7] Hall S R, Tzianetopoulou T, Straub F K, et al. Design and testing of a double X-frame piezoelectric actuator[J]. *Proceedings of SPIE: the International Society for Optical Engineering*, 2000, 3985:144-151.
- [8] Straub F K, Anand V R, Birchette T S, et al. SMART rotor development and wind tunnel test[J]. *Smart Rotor Development & Wind Tunnel Test*, 2009, 11(5):55-62.
- [9] Mainz H, Bartels R, De B, et al. Ftk rotor blades: Design, manufacturing and testing [C]// 43th. European Rotorcraft Forum. DLR, 2017.
- [10] Rabourdin A, Dieterich O, Konstanzer P, et al. Blue pulse: Active rotor control at airbus helicopters-new EC145 demonstrator & flight test results[C]// 43th. European Rotorcraft Forum. DLR, 2014.
- [11] Natarajan B, Eun W J, Lee J, et al. Structural design of an active trailing-edge flap blade for helicopter vibration control [C]// 53rd AIAA/ASME/ASCE/AH-S/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA, 2012.
- [12] Saito S, Kobiki N, Tanabe Y, et al. Overview of the novel intelligent JAXA active rotor program[C]//AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Safety Operations, 2010.
- [13] Jinlong Z, Linghua D, Weidong Y. A double-acting piezoelectric actuator for helicopter active rotor[J]. *Actuators*, 2021(10):247.
- [14] 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(5):7.
- Gao Le, Hu Heping, Song Bin, et al. Design method of driving arm of intelligent rotor with trailing edge flap[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2018, 29(5):7. (in Chinese)

The Application of Piezoelectric Driving Mechanism on the Helicopter ACF Intelligent Rotor

Yao Zuocong^{1,2}, Hu Heping¹, Gao Le¹

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

2. *Graduate School of Chinese Aeronautical Establishment, Yangzhou 225009, China*

Abstract: The Active Control Flap(ACF) type intelligent rotor technology of helicopter drives the trailing edge flap of the rotor to deflect locally at high frequency through the driving mechanism, and produces anti-phase high-order aerodynamic load to offset or reduce the high-order vibration load of the rotor, so as to reduce the vibration of the rotor, which is one of the latest trends in the field of helicopter rotor dynamics. Focusing on the trailing edge flap drive mechanism driven by piezoelectric materials, this paper systematically sorts out the development history and verification status of various drive mechanisms at home and abroad, compares and analyzes the mechanical output characteristics of several typical drive mechanisms, expounds the technical gap between China and foreign countries, and points out several main problems faced by domestic current research, so as to provide reference for the selection, reliability design and performance optimization of piezoelectric drive mechanisms in China.

Key Words: helicopter; active control; trailing flaps; piezoelectric stack; driving mechanism