

文章编号: 1000-6893(2009)12-2301-10

压电驱动器的气动弹性应用

李敏¹, 陈伟民², 贾丽杰¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 中国科学院 力学研究所 工程科学部, 北京 100190)

Application of Piezoelectric Actuators to Aircraft Aeroelastic Performance Enhancement

Li Min¹, Chen Weimin², Jia Lijie¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2. Division of Engineering Science Research, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

摘要: 随着压电智能材料与结构的发展, 压电驱动器在气动弹性控制领域占据重要地位。使用压电驱动器控制翼面变形, 利用而不是抵抗气动弹性效应可以控制升力、力矩以及它们的分布。采用基本相同的智能结构翼面控制系统, 根据不同的控制目标需求, 使用压电智能材料驱动器可以达到多种目的, 包括静态的形状控制与动态的颤振抑制、抖振控制与阵风响应控制。静态控制方面例如改变翼面形状获得附加空气动力以增加升力、提供横滚力矩、改变升力分布以减小诱导阻力或减小翼根弯矩等; 动态控制例如利用改变翼面形状产生的附加空气动力作为控制载荷, 改变气动弹性系统的耦合程度, 根据控制效果要求可作为气动阻尼、气动刚度或气动质量。这种控制方法可以减轻结构重量, 提高操纵效率, 扩大飞行包线, 提高材料利用率, 已成为可变形飞行器的重要研究内容。本文主要阐述压电驱动器气动弹性应用的动机与机理、发展与成就以及问题与展望。

关键词: 压电驱动器; 气动弹性; 颤振抑制; 抖振控制; 形状控制

中图分类号: V215.3 **文献标识码:** A

Abstract: Along with the development of smart materials and structures, using piezoelectric actuators to control the aeroelastic performances in an aircraft is becoming an important research subject. Controlling wing deformation by means of piezoelectric actuators, the control method can control lift, moments and their distribution by utilizing the aeroelastic effect rather than resisting it. By means of similar structural control systems with smart materials, multiform control aims can be achieved, including static shape control, flutter suppression, buffet control and gust response control. In static control, the additional aerodynamic force obtained through changing the wing shape can increase lift, provide rolling moment, decrease induced drag and reduce bending moment at the root of the wing. In dynamic control, the additional aerodynamic force can act either as aerodynamic stiffness, aerodynamic mass or aerodynamic damping depending on different control aims. These control methods can help decrease structural weight, increase control efficiency, enlarge flight envelope and enhance material utilization efficiency. They are an important part of the morphing aircraft project. This article reviews the motivation, mechanism, development and achievements in the application of piezoelectric actuators to aircraft for aeroelastic performance enhancement and discusses issues and expectations in this field.

Key words: piezoelectric actuator; aeroelasticity; flutter suppression; buffet control; shape control

压电驱动器的气动弹性应用是指利用压电智能材料与结构作为驱动器, 针对不同的飞行状态与约束条件, 提供相应的控制作动力, 达到改善飞行器的气动性能或扩大飞行包线的目的。例如抖振主动控制、颤振主动抑制、形状控制以及可变形机翼等。

压电驱动器的气动弹性应用所涉及的学科包括结构动力学、空气动力学、气动弹性力学、压电材料与结构以及控制与优化等, 是一个多学科交叉应用领域。

使用压电驱动器进行气动弹性控制在国外已有大量的研究, 而国内的研究工作总体而言目前处于起步阶段。本文主要阐述压电驱动器气动弹性应用的动机与机理、发展与成就以及问题与展望。其目的在于为该领域的研究者提供参考与方向。

收稿日期: 2008-11-10; 修订日期: 2008-12-26
基金项目: 国家自然科学基金(10772183, 10532070)
通讯作者: 陈伟民 E-mail: wmchen@imech.ac.cn

1 动机与机理

处于气流中的弹性翼面总是存在气动弹性效应(或者更广泛地,处于运动流体中的弹性固体总是存在流固耦合效应),尽管问题一直存在,但人们研究该问题的动力主要来源于多次飞机事故,最早可追溯到1903年Langley的单翼机机翼断裂,其后的20年人们主要关注扭转发散与舵面颤振,期间多位工程师与科学家为气动弹性力学的发展奠定了基础,R. L. Bisplinghoff等的经典著作^[1]记录了他们的工作。从那时开始的飞行器气动弹性设计与研究工作,就目的而言,绝大多数是关注如何减缓气动弹性效应;就手段而言,一方面增加结构刚度以减小弹性变形,另一方面通过质量平衡降低耦合程度。

作为一名飞行器设计人员,气动弹性效应总是与危险和事故关联,往往是一种消极的、希望竭力避免的效应。遗憾的是完全消除气动弹性效应几乎是不可能的,因为飞行器结构不是刚体,在空气动力载荷下总有弹性变形,特别是随着飞行速度的增加与先进材料在飞行器上的广泛应用,这种弹性变形不仅没有减小,反而越来越大。为了提高翼面刚度不得不附加额外的材料,特别是为保证外翼区域控制面的操纵效率所增加的材料是十分可观的,因为提高刚度与保证强度不同,前者是全局性增强,而后者是局部问题。尽管这种传统的、成熟的措施可以保证飞行器的安全与操纵效率,但付出的重量代价降低了飞行器的性能。这类气动弹性指标使飞行器部分翼面结构与强度设计工作由强度设计转入刚度设计,大量翼面区域的材料工作在较低应力范围,这种状态使得高强度先进材料的优势损失殆尽。

既然弹性变形不可避免,而提高刚度抵抗变形又需要付出重量代价,这对于飞行器性能则是昂贵的。人们转而设想是否可以利用而不是抵抗弹性变形来解决问题,这是一个有趣的科学问题,同时,这也是压电驱动器气动弹性应用的首要动机。

事实上,利用机翼的变形不是新概念。1903年莱特兄弟成功地进行了第一次载人动力飞行,其独到之处在于发明了一套由飞行员控制、带钢缆的拉杆系统,该系统可以改变机翼的形状从而改变空气动力以调整飞机的飞行姿态。莱特兄弟所造飞机的机翼比较柔软,正因为如此,机翼才可以发生较大弯曲变形,从而控制飞机在3个方向上的运动。虽然莱特兄弟的设计理念一开始就获

得了成功,可是这种技术很快就随着飞行器速度的提高而销声匿迹。在当时材料性能的约束下,为能够经受住高速飞行带来的空气动力与惯性载荷,固定机翼成为飞机的标准设计模式。而调整飞行姿态的任务由机翼前后缘的控制面承担——在控制面操作下,气流发生改变,飞机得以在可控平衡下上升、翻转或是倾斜等。但与之相应地,为保证操纵效率的刚度要求所导致的材料增加,从强度观点看来,将降低材料的利用率。

随着大量先进材料如碳纤维复合材料在翼面结构的广泛使用,满足强度要求的结构在空气动力作用下具有较大的弹性变形,直接利用该弹性变形控制飞行器的飞行姿态成为一个诱人的设想,其优势在于:

(1) 利用翼面的气动弹性变形而不是抵抗气动弹性变形,可以大大降低翼面的刚度要求,换言之,可以大大减轻翼面结构重量,使飞行器结构设计重新回归强度设计,提高材料利用率,发挥先进复合材料的优势。

(2) 利用翼面的变形控制飞行器的飞行姿态而非使用前后缘控制面,可以简化翼面结构设计复杂性,省略附加机构(如舵机系统),在继续降低结构重量的同时提高结构可靠性。

(3) 保持翼面的完整性可避免由于主翼面与操纵面之间的缝隙所引入的压力分布奇异性,改善空气动力性能的同时降低翼面内应力分布的非均匀性。

事实上,利用翼面的变形不仅仅是研究气动弹性工作者的期望,作为飞行器空气动力性能的设计者,利用变形,甚至主动改变翼面形状以适应不同飞行状态的需求,是飞行器设计者的“终极”目标——“飞行器翼面形状的设计总是对应特殊的飞行状态,在该飞行状态下,飞行器的气动性能最优。如果偏离该飞行状态,其性能会下降。如果机翼可改变外形以适应不同的飞行条件,达到在各种飞行状态下气动性能最优,这是飞行器设计者始终追求的目标”^[2]。这种主动变形并利用翼面变形所导致的空气动力的目标是压电驱动器气动弹性应用的另一动机。与前一动机相比,尽管出发点不同,但途径相同——控制并利用翼面变形。

目前,控制与利用翼面变形已成为飞行器设计的热门话题,甚至是未来飞行器翼面结构的重要特征。美国DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)甚至给出了翼面变形的具体几何参数:200%展弦比变化,50%机翼面积

变化,5 翼面扭转与 20 后略角变化。随着翼面变形研究的进展,美国 NASA 于 2001 年出台了一个称为 21 世纪新航空飞行器的“变形”飞机计划(Morphing Aircraft Plan)。这种飞机能够像鸟儿一样,所有的外表面都能敏感地感受外界的气压条件变化。对这些变化的反应能够直接传导给操纵系统,然后,飞机就能够像鸟儿的肌肉一样改变成最适合的形状以适应环境,如图 1 所示。美国 NASA 预计 2030 年这种想法能成为现实。

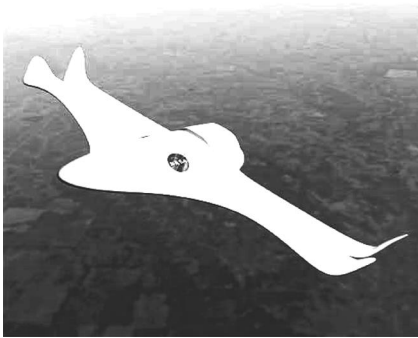


图 1 未来变形飞机想像图

Fig. 1 Imaginary figure of a morphing plane in future

回顾飞行器翼面设计的历程,使用液压机械系统改变翼面外形早已实现,例如 B-1B Lancer 和 F-14 Tomcat 的翼展与后略角变化,ATFI/F-111 的前后缘弦向变形等。这类使用多操纵面与电传液压操纵的方案尽管获得一定程度上的成功,但由于液压机械操纵系统的笨重降低了其他方面的飞行器性能,同时,使用前后缘操纵面不可避免地遭遇操纵效率与刚度要求的矛盾,因而进展缓慢甚至逐步淡出先进飞行器的设计。与之形成对比,使用智能材料与结构控制翼面变形随着材料科学的进步成为该领域的亮点。这一点在美国 NASA“变形”飞机计划的发展规划中显现无疑:规划图^[3](见图 2)中 3 个发展方向的共同核

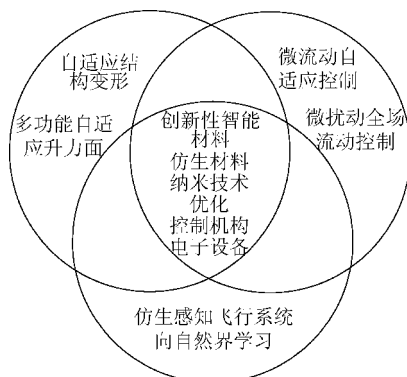


图 2 NASA“变形”飞机计划的目标规划^[3]

Fig. 2 Overview of the content of NASA morphing project^[3]

心的首要技术即为智能材料。

智能材料之所以能够占据如此显赫的地位,其传感与驱动一体化自然是一个原因,但对于飞行器的几何与重量规模,最重要的原因是驱动特性与结构特性一体化以及较高的能量密度:相对于传统的、复杂的和专为控制操纵面而存在的电传液压控制系统,可以完成同样任务的智能材料属于承载结构的组成部分,而且完成控制任务所需能量更小,可靠性更高。具体地,使用智能材料可制造机翼部分结构的蒙皮、梁或翼肋,不仅可承受机械应力发挥结构材料的功能,而且在控制信号作用下可驱动翼面变形显现驱动器的功能。

采用基本相同的智能结构翼面控制系统,根据不同的控制目标需求,利用压电智能材料驱动器可以达到多种目的,包括:静态的形状控制,改变翼面形状获得附加空气动力以增加升力、提供横滚力矩、改变升力分布以减小诱导阻力或减小翼根弯矩等;动态的颤振抑制、抖振控制与阵风响应控制,利用改变翼面形状产生的附加空气动力作为控制载荷,改变气动弹性系统的耦合程度,根据控制效果要求可作为气动阻尼、气动刚度或气动质量。在该意义上压电驱动器气动弹性的动态控制与振动控制有一定的相似性,差别在于后者的控制载荷直接来源于压电驱动器的驱动载荷。

综上所述,使用压电智能材料驱动与控制翼面变形,利用而不是抵抗气动弹性变形以提高或改善飞行器的空气动力性能,达到减轻结构重量、提高材料的利用率、扩大飞行包线、获得不同飞行状态下性能最优的目的。这是压电驱动器气动弹性应用的基本动机与机理。

2 发展与成就

利用压电智能结构进行气动弹性控制,从概念、理论、模拟、试验到初步应用有近二十年历史,特别是近十年发展较快。尽管作为研究者可能涉及多个领域,以下的叙述还是以学科作为分类,分别叙述压电驱动器在气动弹性静力学与动力学方面的发展。而在此之前,叙述压电驱动器本身的技术进步有助于显示其应用背景。

2.1 压电驱动器的发展

类似于计算机的发展对于有限元方法的促进,压电智能材料的发展对于其在气动弹性控制领域的作用至关重要。当然,应用领域的要求也

同样促进了材料性能的研究。

由文献[4]可知,压电效应由 Pierre Curie 和 Jacques Curie 于 1880 年发现,当时仅限于压电单晶材料。20 世纪 40 年代中期,美国、苏联和日本各自独立地发现了钛酸钡陶瓷的压电效应,发展了极化处理法,通过在高温下施加电场而使随机取向的晶粒出现高度同向,形成压电陶瓷。50 年代中期,美国的 B. Jaffe 发现了锆钛酸铅固溶体,它的机电耦合系数、压电常数、机械品质因素、居里温度和稳定性与钛酸钡陶瓷相比有较大改善,因此它的出现取代了钛酸钡陶瓷。其后 1965 年与 1969 年,三元系压电陶瓷 (PCM) 与聚偏二氟乙烯聚合物 (PVDF) 分别由日本的大内宏与 H. Kawai 制成。1997 年美国宾州大学与 TRS 公司研制了高压电常数的 PMN-PT 与 PZN-PT 压电单晶。类似的成果不断促进新型压电材料和器件的发展。

随着材料科学领域压电材料性能的提高,压电智能材料与结构开始进入工程应用的研究范围,20 世纪 90 年代开始成为研究热点,并出现专门的刊物与会议。压电驱动器在气动弹性领域的应用也基本上从此展开。

智能材料与结构的主要种类包括压电材料、形状记忆合金、电流变体和磁流变体。在航空航天领域占主导地位的是前两种。相比较而言,这两种材料性能的优势与劣势几乎是完全相反的。作为驱动器,压电材料具有响应速度快、驱动结构简单、能量效率高、分布灵活、承载与驱动一体化的优势,劣势是驱动应变小、材料韧性差。为了克服其缺点,材料科学研究者两个方面进行了不懈的努力:提高压电材料本身的压电性能与韧性;使用压电材料与树脂材料合成压电复合材料以提高复合材料的韧性与可靠性。在压电材料本体性能提升方面,具有标志性的成果包括:PMN-PT 与 PZN-PT 压电单晶的研究与制造,把自由应变从 0.1% ~ 0.2% 提高到 1.7%^[5];2004 年西安交通大学的 X. B. Ren 发现的 BaTiO₃ 晶体所具有的“巨大”电致形变效应,这种效应是普通压电效应的 40 倍^[6]。在压电复合材料方面,尽管早期的 RAINBOW^[7], CERAMBOW^[8] 以及 THUNDER^[9-10] 也可看成广义上的压电复合材料并在航空航天上得到应用,但从较为严格意义上对压电复合材料的讨论是从 1993 年前后开始的^[11],使用压电条柱或压电纤维作为增强相、聚合物作为基体制成的压电复合材料,在很大程度

上克服了陶瓷材料易碎、初始缺陷多的问题,增加材料韧性与可靠性,可方便用于曲面结构。更重要的是,面内驱动的压电纤维复合材料可利用压电常数 d_{33} 而非 d_{31} 与 d_{32} ,便于提高驱动载荷与驱动应变^[12]。从具体的结构形式上,压电复合材料经历了压电柱复合材料、压电纤维复合材料 (Piezoceramic Fiber Composites, PFCs)、交叉指型电极纯压电陶瓷材料 (Interdigitated Electrode, IDEs)、交叉指型电极压电纤维复合材料 (Interdigitated Electrode Piezoelectric Fiber Composites, IDEPFCs),也称为 AFC (Active Fiber Composite)^[13]。目前国际上已有商业化的压电纤维复合材料产品出现,如 Smart Material 公司生产的宏纤维复合材料 (Macro Fiber Composites, MFC),如图 3 所示^[14],MFC 是目前应用于航空航天领域最为先进的压电驱动器类型,利用精细加工工艺获得指状电极与矩形压电纤维,成型后面内极化,具有面内驱动的驱动与传感指向性,该驱动器的各向异性特点可以极大提高扭转驱动效果。由于采用复合材料技术,达到增韧、耐损伤并提高使用寿命的目的。另外,商业化可封装的薄片产品便于安装与使用。有关类似产品的设计、制造与性能可参考文献[13]、文献[15]~文献[17]。



图 3 MFC 压电驱动器^[14]

Fig. 3 MFC piezoelectric actuator^[14]

另外需要说明的是,本文主要关注可用于翼面气动弹性控制的压电驱动器,由于压电驱动器的驱动应变相对较小,所以这类驱动器主要用于面内驱动,面外驱动的压电驱动器类型很多,例如商业化产品的柱状压电堆可输出近 100 kN 的载荷,液压转换压电驱动器可放大驱动变形等,大量压电驱动器的类型与原理可参考文献[18]~文献[20]。

2.2 压电驱动器在静气动弹性方面的应用

静气动弹性包括载荷重分布、发散、操纵效率与操纵反效。以研究对象划分,前二者主要针对

主翼面,后两者针对操纵面。以数学方程区分,发散与操纵反效属于稳定性问题(或特征值问题),而载荷重分布与操纵效率属于响应问题。使用压电驱动器直接控制翼面变形,就可以抛弃常规的控制面,利用翼面变形所获得的附加空气动力控制飞机姿态,达到不同飞行状态下的空气动力要求,同时也无需提供过高刚度以满足操纵反效对主翼面的要求。所以,利用压电驱动器进行静气动弹性控制时,不再区分为主翼面与控制面,换言之,主翼面同时也是控制面,载荷重分布与操纵效率、发散与操纵反效就分别有了直接的关联。

利用压电驱动器进行翼面发散控制的研究相对较少,早期 S. M. Ehlers 等^[21-24]研究过该问题,但只停留在数值仿真。该方向没有成为压电驱动器气动弹性应用主方向的原因是:

(1) 平直翼与后掠翼的发散速压高于颤振速压,只有前掠翼可能相反,所以颤振主动控制的必要性相对较高。即使对于前掠翼,如果使用压电纤维复合材料进行气动弹性剪裁,也是利用复合材料各向异性的机械性能,而非压电驱动性能。

(2) 发散控制属于临界点控制,其可靠性直接关系到结构的安全性,在工程应用中涉及的问题较多。加之已有常规碳纤维复合材料剪裁等较为安全的常规手段,使用新技术不太容易为实际工程所采用。当然,随着压电纤维复合材料驱动器的发展,利用复合材料的各向异性并兼顾压电驱动器的控制作用,解决发散特性也是完全可能的。

相对而言,使用压电驱动器改变翼面形状,利用附加空气动力造成的载荷重分布进行操纵与控制飞机飞行状态是研究重点。其原因在于:利用主翼面作为控制面可以降低主翼面刚度要求,减轻结构重量,提高有效载荷或留空时间。无论对于军用航空器还是民用飞机,性能与经济方面的提升无疑具有非常的吸引力。利用压电驱动器改变翼面形状可以达到:控制飞行状态如利用附加升力控制飞机俯仰;利用附加力矩控制横滚;减小阻力如控制升力在翼面上的分布以减小诱导阻力;减小极限载荷如在保证总升力的基础上改变升力分布以减小翼根弯矩等。该方向的先行者 N. S. Khot 等^[25-29]选择横滚控制进行了持续的研究,从论文讨论的对象也可以看到压电驱动器的发展。之所以首先选择横滚性能是因为:外侧副翼对主翼面提出的刚度要求比较苛刻,满足这种要求所付出的结构重量代价较高;由压电驱

动器导致的附加迎角与附加空气动力在机翼外侧比较明显,相对而言产生的横滚力矩比较显著。近几年该方向的研究成果主要针对无人机^[30-34]与导弹^[35],其中 E. S. C. Carlos 等的研究报告^[30]首次给出了压电纤维复合材料驱动器用于高空长航时无人机比较完整的结构与强度设计方案,尽管该文的另一重点在于探讨由于超大展弦比柔性翼所造成的几何非线性,但在飞行包线内关于强度、颤振和操纵等比较详细的设计,展示了压电驱动器用于工程实际的可能性。其他的研究成果也有比较明确的应用对象,如无人战斗机(Unmanned Combat Aerial Vehicles,UCAV)^[31]与无人机(Unmanned Aerial Vehicles,UAV)^[32]。在国内由管德指导的小组持续从事该方向的研究,进行了相应的理论研究并完成了高速风洞试验(图4为上下表面粘贴压电驱动器的模型,该试验件还未进行表面成形;图5为成形后的试验件在风洞中的安装状态)^[36-38]。

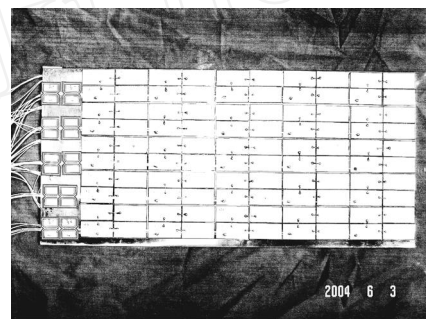


图 4 上下表面粘贴压电驱动器的试验件^[37]

Fig 4 Specimen with PZT actuators on upper and lower surfaces^[37]

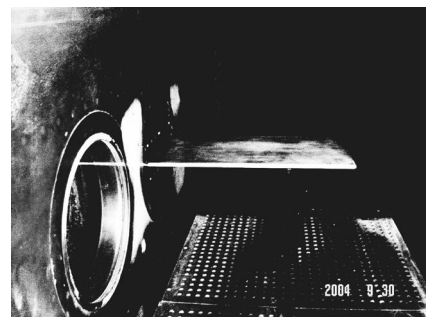


图 5 试验件在风洞中的安装状态^[37]

Fig 5 Installation of wing model^[37]

另外,在准静态变形的研究中使用形状记忆合金的成果也非常多。原因在于:在准静态领域相对于压电驱动器,形状记忆合金材料的驱动应变较大,更易获得较为明显的结构变形。但应用

于工程实际的最大困难在于如何在飞行器上提供简单、高效的温度控制装置,在这一点上采用电压控制的压电驱动器方案具有明显优势。

2.3 压电驱动器在气动弹性方面的应用

气动弹性包括颤振、抖振和阵风响应等。正是因为压电驱动器超宽的频带($0 \sim 10^6$ Hz),在气动弹性控制方面得到了广泛的研究。

在颤振主动控制方面,早期采用电流变与磁场变技术提供阻尼,或使用液压控制操纵面的偏转等。这些方法克服了被动颤振抑制的不足,在一定程度上可以降低飞机刚度要求,并且可以根据不同的飞行状态选择使用不同的控制律。但目前的发展显示该技术并没有在工程实际中得到广泛应用^[39],除了与前节相似的临界点控制的风险性与可靠性考虑,另外的主要原因包括:控制能量要求较高,能量转换环节与效率不够理想,复杂液压控制系统的重量代价等。

随着智能材料与结构的发展,使用压电驱动器进行翼面颤振抑制成为最具前景的方案,其原因在于:压电驱动器反应迅速,动态能量密度大,结构简单,驱动载荷作用直接以及驱动器分布灵活等。使用压电驱动器进行颤振主动抑制的研究工作开始于20世纪90年代初,文献[40]~文献[42]论证了用压电驱动器进行翼面主动控制方案的可行性;文献[43]最早进行了利用压电驱动器进行颤振抑制的风洞试验验证,其模型与控制方法都比较简单:用一对压电陶瓷片粘贴在全动翼面操纵系统的弹簧片上,用输出增益负反馈控制律改变操纵系统的刚度,达到颤振主动抑制的目的;文献[44]~文献[47]在颤振抑制方面的工作比较完整,E. F. Crawley等将压电片分布式地直接粘贴于升力面的上下表面作为驱动器,对颤振主动抑制控制律综合、数字控制系统设计与实现、压电驱动器的位置优化、开环理论分析与试验模型设计等系列问题作了研究,也完成了风洞试验。模型包括平直板与后掠盒段,控制方式包括单输入/单输出控制和多输入/多输出的控制,试验结果表明可以将颤振速度提高11%,而且对低于开环颤振速度的状态,翼面振动获得明显控制,同时期进行过与之类似试验工作的还有N. Gowen等^[48]。国内由管德指导的小组也进行了类似的工作,并且完成了单输入/单输出和多输入/多输出控制的风洞试验,提高颤振速度的范围与国外工作相当^[49-51]。除此之外,有关利用压电驱动

器进行颤振主动抑制的工作还有很多^[39,52-59],这些工作的侧重点包括:控制方法与控制器设计,非线性颤振,控制稳定性以及控制壁板颤振等。

与上述利用压电驱动器进行颤振控制相比,利用压电驱动器进行抖振控制的研究工作更为完整。因为利用压电驱动器抑制抖振已完成全尺寸模型试验,进入了工程应用。该方向的研究从一开始就有具体的工程对象——双垂尾的战斗机如F/A-18与F-15。造成垂尾抖振的激励载荷来源于机翼前缘边条在大迎角下形成的漩涡,如图6所示。这类与流动分离相关的振动模式极易诱发结构疲劳失效,而且在不同的迎角与动压下其影响区域不同。就控制目的而言,抖振控制与振动控制非常相似,均希望尽力减小位移或应力幅值,而主要的差别在于激励与控制载荷来源以及流动边界条件。在控制方法上,流动控制与结构控制均已得到试验验证:流动控制的目的是控制漩涡的发生与发展以减小气动激励载荷,该方法尽管有效但只在特定的迎角与动压条件下有效,而且以降低升力为代价。结构控制的目的是改变广义的结构参数以减小结构响应幅度。目前认为结构控制在飞行条件方面适用范围广而且效果较好。早期H. Ashley等^[60]针对F-15与F/A-18进行抖振抑制时,使用方向舵进行控制;K. B. Lazarus^[61]于1995年发表了使用压电驱动器对F/A-18的垂尾进行抖振主动控制的成果,其后的研究项目多为政府机构、航空企业与大学联合资助,如主动垂直尾翼(Active Vertical Tail, AVT)^[62],尾翼抖振的响应主动控制(Actively Controlled Response of Buffet Affected Tails, ACROBAT)^[63-64],针对垂尾抖振的多国合作计划(The Technical Cooperative Program, TTCP)^[65-69]等。其中R. W. Moses^[63]给出了F/A-18的1/6模型垂尾抖振主动抑制的试验结果,跨声速风洞试验结果表明,在37°迎角下,垂尾一弯频率点根部应变的功率谱密度值降低了60%,均方根值降低了19%。该试验的成功证明了利用压电驱动器控制抖振的可能性。后续的方案^[64]同时使用压电驱动器与主动方向舵分别控制不同的频率范围,因为该飞机的主动方向舵的极限频率小于20 Hz,只能控制垂尾一阶弯曲(15 Hz左右),而对于一阶扭转(45 Hz左右)依靠压电驱动器。由多个国家联合进行的TTCP项目是ACROBAT的延续,目的是在F/A-18全尺寸模型(见图7)上验证抖振控制,试验结果证明在各飞行状态下控制效

果良好,减少 10% 的峰值响应可以提高一倍的结构疲劳寿命。



图 6 F/A-18 在大迎角下产生的前缘漩涡^[68]

Fig 6 Leading edge vortices on an F/A-18 at high angle of attack^[68]

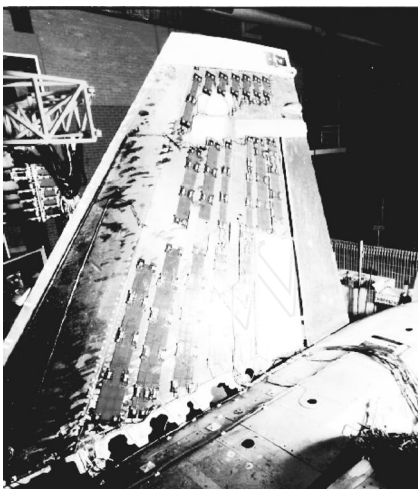


图 7 压电驱动器在 F/A-18 垂尾上的分布^[68]

Fig 7 F/A-18 Vertical tail with piezoelectric actuators^[68].

有关 F/A-18 垂尾抖振控制的文献非常多,其中有两点值得注意:诱发抖振的载荷来源于大迎角下流动分离产生的漩涡,属于强非线性问题。一方面精确的数值模拟比较困难,另一方面缩尺模型的结果外推不可靠。所以,该研究中气动载荷的处理比较关键,这也说明了全尺寸模型试验与飞行试验的必要性。在全尺寸模型的耐久性试验中,压电陶瓷片在高应变幅值下的寿命不够理想,目前已全面转向压电纤维复合材料。类似的问题还包括压电功放的功率匹配与适合于机载的小型化等。与之相关细节问题的进展也说明了该项目多学科、多行业联合的必要性。目前国内在该领域的研究非常少,如果下一代战斗机使用双垂尾布局,该

方向的研究已不可避免。

有关使用压电驱动器进行阵风减缓的问题不再详述,因为使用压电驱动器进行阵风响应控制与前述的颤振与抖振控制具有相似性:控制方法相似,只是控制对象与能量的频带分布有差异。在问题处理上往往可以兼顾,例如在颤振控制中,除抑制颤振外,往往对气动力引起的结构响应有较大的抑制作用,在文献[39]和文献[55]中也同时有关于阵风减缓的论述。

3 问题与展望

随着压电驱动器性能的提高以及与之相关研究的进展,使用压电智能结构进行控制以改善结构性能的优势将不断显现。在气动弹性控制领域,尽管已有大量的研究成果,但与工程实际应用还有一定的距离。因为简单模型在特定条件下的有效并不等于真实结构在各种飞行条件下可行。为了使该技术完全进入工程应用领域,还有许多具体的技术问题需要解决,B. Sanders 等^[2]曾给出了以下几个主要方面:

- (1) 开发更高能量密度的先进驱动器。
- (2) 与智能结构相匹配的结构设计方法。
- (3) 更低能量需求的驱动方案。
- (4) 自适应结构气动性能的机理研究。

在驱动器研究方面,材料研究人员一直致力于获得高效的换能材料。除了能量密度外,可靠耐用的驱动器结构设计对于其工程应用同样重要。同时,标准化系列产品的力学、电学与热性能研究与测试也是驱动器进入工程应用的前提。

在相应的结构设计方面,使用压电纤维复合材料替代部分常规碳纤维复合材料作为翼面蒙皮更为容易被航空结构设计人员接受,但与之相关的工艺问题例如胶层类型与厚度、粘接工艺与初始应力控制等问题必须解决并形成标准,否则很难保证驱动设计的效果。

驱动方案与控制方法密切相关,但从本质而言,自适应结构气动性能的机理研究是基础,对能量转换与传递方式的深刻理解决定了控制方法的选择。对比自然界生物对气动力的控制,目前飞行器的控制方法与实现还显得非常“粗糙”与“笨拙”,所以基于仿生学的控制研究也是值得重视的方向。

除此之外,笔者在工作中发现优化问题在气动弹性控制问题中非常突出,例如:分布式压电纤维复合材料在电学与力学特性上提供了多种选择

方案,但正是这种灵活性造成了数以百计的变量参数,对方案优化提出了较高要求。尽管目前在优化领域发展了例如神经网络、遗传算法等先进方法,但需要指出:缺乏机理理解与对工程约束条件的剖析所获得的优化方案是难以实现的。

现有的原理性分析与模型试验结果表明,利用分布在翼面上的压电驱动器,根据不同的飞行状态与控制目标函数,选择对应的控制律,可以在同一硬件平台上对升力、力矩以及它们的分布进行实时控制,达到所需的控制效果。在效果方面,形状控制将获得最大的经济效益——减小结构重量、提高气动性能、改善操纵效率;抖振控制与阵风减缓可延长结构寿命;颤振控制与发散控制可扩大飞行包线。前两者在整体飞行时间内均可发生效用,后者只在特定的状态下提供控制。尽管颤振控制属于临界点控制,具有一定的风险,但相对于不使用颤振控制所付出重量代价,在出现概率极低的极限飞行条件下使用颤振主动控制方式也是一项不错的选择。E. S. C. Carlos 等^[30]给出的高空长航时无人机结构方案中,考虑到为了满足颤振要求所付出的重量代价,使用形状控制平台进行极限飞行条件下的颤振控制,以减少结构重量,就是一个很好的构想。

尽管从原理上证明了利用压电驱动器控制翼面变形改善飞行器的气动弹性性能是可行的,但从目前已取得的成果来看,只有抖振控制实现了工程型号的应用才是可行的,其原因有两个方面:一方面利用新技术总是具有风险,只有在现有的、常规的技术无法解决或很难解决问题时,新技术的应用才显得急迫;另一方面,该技术的工程实用化还存在一些问题,例如驱动器的应变与行程匹配、几何尺寸与制造成本、可靠性与环境适用性方面仍需大量的工作。但总体而言,在提高结构性能与经济性能的推动下,可以预期压电驱动器在气动弹性控制领域将发挥重要作用。最有可能首先在大展弦比的高空长航时无人机上实现同一控制系统下基于压电驱动器的综合控制方案,一方面是由于该飞行器翼面结构比较柔软便于压电驱动器发挥较为显著的驱动效果,另一方面是该飞行器飞行状态跨度大,飞行时间长,经济性的高要求会导致非常严格的重量控制与低能量供给的高操纵效率。

参 考 文 献

[1] Bisplinghoff R L, Ashley H, Halfman R L. Aeroelasticity

[M]. Massachusetts, USA: Addison-Wesley Publishing Company, 1955.

- [2] Sanders B, Eastep F E, Forster E. Aerodynamic and aeroelastic characteristics of wings with conformal control surfaces for morphing aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(1):94-99.
- [3] McGowan A, Washburn A E, Horta L G, et al. Recent results from NASA's morphing project [C]. *Proceedings of SPIE Conference on Smart Structures and Material Systems: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*. 2002, 4698:97-111.
- [4] Mason W P. Piezoelectricity, its history and applications [J]. *J Acoust Soc Am*, 1981, 70:1561-1566.
- [5] Park S E, Shrout T R. Ultrahigh strain and piezoelectric behavior in relaxor based ferroelectric single crystals [J]. *Journal of Applied Physics*, 1997, 82:1804-1811.
- [6] Ren X B. Large electric-field induced strain in ferroelectric crystals by point-defect mediated reversible domain switching [J]. *Nature Materials*, 2004, 3(2):91-94.
- [7] Haertling G H. Chemically reduced PLZT ceramics for ultrahigh displacement actuators [J]. *Ferroelectrics*, 1994, 154:101-106.
- [8] Barron B W, Li G, Haertling G H. Temperature dependent characteristics of ceramow actuators [C]. *Proceedings of Tenth IEEE International Symposium on Applications of Ferroelectrics*. 1996, 1:305-308.
- [9] Bryant R G. LaRC(tm)-SI: a soluble aromatic polyimide [J]. *High Performance Polymers*, 1996, 8:607-615.
- [10] Capozzoli M, Gopalakrishnan J, Hogan K, et al. Modeling aspects concerning THUNDER actuators [C]. *Proceedings of the SPIE-The International Society of Optical Engineering*. 1999, 3667:719-727.
- [11] Hagood N W, Bent A A. Development of piezoelectric fiber composites for structural actuation [R]. *AIAA-1993-1717-CP*, 1993.
- [12] Wilkie W K, Bryant R G, High J W, et al. Low-cost piezocomposite actuator for structural control applications [C]. *Proceedings of the SPIE 7th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*. 2000, 3991:323-333.
- [13] Bent A A. Active fiber composites for structural actuation [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1997.
- [14] SMC Corporation. <http://www.smart-material.com>.
- [15] Janos B Z, Hagood N W. Overview of active fiber composites technologies [C]. *Proceedings of the 6th International Conference on New Actuators: ACTUATOR 98*. 1998.
- [16] High J W, Wilkie W K. Method of fabricating NASA-standard macro-fiber composite piezoelectric actuators [R]. *NASA TM-2003-212427*, 2003, ARL-TR-2833.
- [17] Williams R B. Nonlinear mechanical, actuation characterization of piezoceramic fiber composites [D]. Virginia:

- Virginia Polytechnic Institute and State University, 2004.
- [18] Chopra I. Review of state of art of smart structures and integrated systems[J]. AIAA Journal, 2002, 40(11): 2145-2187.
- [19] Christopher N, Diann B, Sivakumar B, et al. Piezoelectric actuation: state of the art[J]. The Shock and Vibration Digest, 2001, 33(4): 269-280.
- [20] Garcia E. Smart structures and actuators: past, present, and future[C]. Proceedings of SPIE Conference on Smart Structures and Material Systems: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. 2002, 4698: 1-12.
- [21] Ehlers S M, Weisshaar T A. Static aeroelastic behavior of an adaptive laminated piezoelectric composite wing[R]. AIAA-1990-1078-CP, 1990.
- [22] Ehlers S M. Static aeroelastic behavior of an adaptive lifting surface[D]. Indiana: Purdue University, 1991.
- [23] Ehlers S M, Weisshaar T A. Effect of adaptive material properties on static aeroelastic control[R]. AIAA-1992-2526-CP, 1992.
- [24] Ehlers S M, Weisshaar T A. Static aeroelastic control of an adaptive lifting surface[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(4): 534-540.
- [25] Khot N S, Eastep F E, Koloney R M. A method for enhancement of the rolling maneuver of a flexible wing[R]. AIAA-1996-1391, 1996.
- [26] Khot N S, Eastep F E, Koloney R M. Wing twist and camber for the rolling maneuver of a flexible wing without aileron[R]. AIAA-1997-1268, 1997.
- [27] Khot N S, Appa K, Ausman J, et al. Deformation of a flexible wing using an active system for a rolling maneuver without ailerons[R]. AIAA-1998-1802, 1998.
- [28] Khot N S, Zweber J V, Eastep F E. Lift efficient composite flexible wing for rolling maneuver without ailerons[R]. AIAA-2000-1333, 2000.
- [29] Khot N S, Zweber J V, Velej D E, et al. Flexible composite wing with internal actuation for roll maneuver[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(4): 521-527.
- [30] Carlos, E S C, Brown E L. Modeling of high aspect ratio active flexible wings for roll control[R]. AIAA-2002-1719, 2002.
- [31] Debashis S, Carlos E S C. Roll maneuver control of UCAV wing using anisotropic piezoelectric actuators[R]. AIAA-2002-1720, 2002.
- [32] David C, Tim S, Frank U, et al. Morphing inflatable wing development for compact package unmanned aerial vehicles[R]. AIAA-2004-1807, 2004.
- [33] Onur B, Kevin K, Edward C D, et al. Morphing wing micro-air-vehicles via macro-fiber-composite actuators[R]. AIAA-2007-1785, 2007.
- [34] Onur B, Kevin B K, Daniel J I. A novel aerodynamic vectoring control airfoil via macro-fiber-composite actuators[R]. AIAA-2008-1700, 2008.
- [35] James T A, Jack R V, Travis A B, et al. Preliminary design of piezo-activated composite sandwich fins for projectile maneuverability[R]. AIAA-2005-2102, 2005.
- [36] Li M, Chen W M, Guan D. Improvement of aircraft rolling power by use of piezoelectric actuators[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(2): 87-92.
- [37] Li M, Chen W M, Guan D, et al. Experimental validation of improving aircraft rolling power using piezoelectric actuators[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(2): 108-115.
- [38] Guan D, Li M, Li W, et al. Influence of anisotropic piezoelectric actuators on wing aerodynamic forces[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2008, 51(5): 481-486.
- [39] Ardelean E V. Flutter suppression using V-stack piezoelectric actuator[R]. AIAA-2003-1976, 2003.
- [40] Scott R C. Controlling of flutter using adaptive materials[D]. Indiana: Purdue University, 1990.
- [41] Scott R C. Controlling panel flutter using adaptive materials[R]. AIAA-1991-1067-CP, 1991.
- [42] Hajela P. Application of piezoelectric element in supersonic panel flutter suppression[R]. AIAA-1991-3191, 1991.
- [43] Jennifer H. Analytical and experimental investigation of flutter suppression by piezoelectric actuation[R]. NASA Technical Paper 3241, 1993.
- [44] Crawley E F, Lazarus K B. Induced strain actuation of isotropic and anisotropic plates[J]. AIAA Journal, 1990, 29(6): 944-951.
- [45] Lazarus K B, Crawley E F. Multivariable high authority control of plate-like active structures[R]. AIAA-1992-2529-CP, 1992.
- [46] Lin C Y, Crawley E F, Jennifer H. Open and closed-loop results of a strain actuated active aeroelastic wing[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 987-994.
- [47] Lazarus K B, Crawley E F, Lin C Y. Multivariable active lifting surface control using strain actuation: analytical and experimental results[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(3): 313-321.
- [48] Gowan M, Rivas A M. Aeroservoelastic and structural dynamics research on smart structures conducted at NASA langley research center[C]. SPIE. 1998, 3326: 188-201.
- [49] Guan D, Chen W M, Li M, et al. Flutter suppression using distributed piezoelectric actuators[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2000, 13(4): 211-215.
- [50] Chen W M, Guan D, Li M. et al. Distribution of measuring points and piezoelectric actuators in flutter suppression[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2002, 15(1): 33-37.
- [51] 陈伟民, 管德, 李敏, 等. 采用分布式压电驱动器升力面的颤振主动抑制[J]. 力学学报, 2002, 34(5): 756-763.
- Chen Weimin, Guan De, Li Min, et al. Flutter suppression using distributed piezoelectric actuators[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2002, 34(5): 756-763. (in Chinese)

- [52] Gregory W R. An active aeroelastic wing model for vibration and flutter suppression[R]. AIAA-1995-1193-CP, 1995.
- [53] Zhou R C, Lai Z H, Xue D Y. Suppression of nonlinear panel flutter with piezoelectric actuators using finite element method[J]. AIAA Journal, 1995, 33(6):1098-1105.
- [54] Zhou R C, Mei C, Huang J K. Suppression of nonlinear panel flutter at supersonic speeds and elevated temperature[J]. AIAA Journal, 1996, 34(2):347-354.
- [55] Changho N, Youdan K, Jeffrey B L. Active aeroelastic wing design for gust load alleviation and flutter suppression[R]. AIAA-1997-1265, 1997.
- [56] Moon S H, Kim S J. Active/passive hybrid suppression method of nonlinear panel flutter using a piezoelectric material[R]. AIAA-2001-1658, 2001.
- [57] Abdel M K, Duan B, Mei C. Active control of nonlinear panel flutter under yawed supersonic flow[R]. AIAA-2003-1514, 2003.
- [58] Harash E, Yadykin Y, Weller T, et al. Experiments on bending-torsion flutter in presence of piezoelectric actuators[R]. AIAA-2005-2235, 2005.
- [59] Kim M, Li Q, Huang J K, et al. Active control of nonlinear panel flutter using aeroelastic modes and piezoelectric actuators[J]. AIAA Journal, 2008, 46(3):733-743.
- [60] Ashley H, Rock S M, Digumarthi R, et al. Active control for fin buffet alleviation[R]. WTR-93-3099, 1993.
- [61] Lazarus K B, Saarmaa E, Agnes G S. An active smart material system for buffet load alleviation[C]. Proceedings of SPIE Conference on Smart Structures and Material Systems: Industrial and Commercial Application of Smart Structures Technologies. 1995, 2447:179-192.
- [62] Hauch R M, Jacobs J H, Dima C, et al. Reduction of vertical tail buffet response using active control[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(3):617-622.
- [63] Moses R W. Vertical tail buffeting alleviation using piezoelectric actuators—some results of the actively controlled response of buffet-affected tails(ACROBAT) program[C]. SPIE's 4th Annual Symposium on Smart Structures and Materials, Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. 1997, 3044:87-98.
- [64] Moses R W. Contributions to active buffeting alleviation programs by the NASA Langley research centre[R]. AIAA-1999-1318, 1999.
- [65] Nitzsche F, Liberatore S, Zimcik D G. Theoretical and experimental investigations on an active control system for vertical fin buffeting alleviation using strain actuation[J]. The Aeronautical Journal, 2001, 105(1047):277-285.
- [66] Sheta E F, Moses R W, Huttzell L J, et al. Active control of F/A-18 vertical tail buffeting using piezoelectric actuators[R]. AIAA-2003-1887, 2003.
- [67] Stephen C G, Thomas G R, Douglas A H, et al. Next generation active buffet suppression system[R]. AIAA-2003-2905, 2003.
- [68] Wickramasinghe V K, Chen Y, Zimcik D G. Experimental evaluation of a full-scale advanced hybrid buffet suppression system for the F/A-18 vertical tail[R]. AIAA-2006-2136, 2006.
- [69] Yousefi-Koma A, Zimcik D G. Applications of smart structures to aircraft for performance enhancement[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2003, 49(4):163-172.

作者简介:

李敏(1968 -) 男,博士,教授。主要研究方向:压电驱动与控制,气动弹性力学,结构动力学。

Tel: 010-82338527

E-mail: limin@buaa.edu.cn

陈伟民(1967 -) 女,博士,副研究员。主要研究方向:压电驱动与控制,气动弹性力学,流固耦合计算。

E-mail: wmchen@imech.ac.cn

(编辑:李铁柏,鲍亚平)