

文章编号: 1674-8190(2024)03-001-12

变体飞行器智能材料驱动器和柔性蒙皮研究进展

杨森, 刘峰, 聂瑞, 李雪江, 王家乐
(中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 广汉 618307)

摘要: 变体飞行器需要改变气动外形以在不同的工况下获得最佳的气动性能, 智能材料驱动器和柔性蒙皮是变体飞行器的关键技术。智能材料具有质量轻、结构简单、驱动力大等优点, 柔性蒙皮可满足大变形、承受局部气动载荷的要求, 二者均具有非常好的应用前景。本文阐述了形状记忆合金、压电材料、磁致伸缩材料驱动器的研究进展, 分析了基于材料弹性和基于结构的柔性蒙皮发展现状, 并对智能材料驱动器和柔性蒙皮研究存在的问题和发展方向进行了总结和展望。

关键词: 变体; 飞行器; 智能材料; 驱动器; 柔性; 蒙皮

中图分类号: V22; V25

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.03.01

Review of smart materials actuator and flexible skin for morphing aircraft

YANG Sen, LIU Feng, NIE Rui, LI Xuejiang, WANG Jiale
(College of Aviation Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: Morphing aircraft can change its aerodynamic configurations to obtain optimized aerodynamic performance. Smart material actuator and flexible skin are the key technologies of morphing aircraft. Smart materials have the advantages of light weight, simple structure, and large driving force. Flexible skin can meet the requirements of large deformation and withstand local aerodynamic loads, both of which have very good application prospects. In this paper, the research of actuators made of shape memory alloys, piezoelectric materials and magnetostrictive materials is introduced. The development of flexible skin based on material elasticity and structure design is analyzed. The related research issue and interests are summarized and prospected.

Key words: morphing; aircraft; smart materials; actuator; flexible; skin

收稿日期: 2023-03-03; 修回日期: 2023-05-07

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(J2022-026); 机械结构力学及控制国家重点实验室开放课题(MCMS-E-0521Y02)

通信作者: 杨森(1997-), 男, 硕士研究生。E-mail: 1271396645@qq.com

引用格式: 杨森, 刘峰, 聂瑞, 等. 变体飞行器智能材料驱动器和柔性蒙皮研究进展[J]. 航空工程进展, 2024, 15(3): 1-12, 26.

YANG Sen, LIU Feng, NIE Rui, et al. Review of smart materials actuator and flexible skin for morphing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 1-12, 26. (in Chinese)

0 引言

变体飞行器是一种能够针对不同飞行状态改变外形,提高气动性能的飞行器^[1]。20世纪初,莱特兄弟发现鸟类通过改变翅膀后端羽毛的角度来控制飞行方向,提出了机翼翘曲概念。运用这一技术的“飞行一号”成为最早的使用变体机翼的实例。普通固定翼飞行器为满足各种飞行工况而设计的机翼通常为相对最优方案,变体飞行器可改变气动外形使不同工况下的气动效率和机动性能保持最佳。目前变体机翼技术已应用于部分飞行器,如F111和Tu160的变后掠翼技术、V22的倾转旋翼技术以及B777X的折叠翼技术等。刚性变形技术满足了部分战术和技术性能,但存在机构复杂、质量大、操纵性较差等缺陷,限制了变体飞行器的发展。

柔性机翼是未来变体飞行器发展的趋势,布里斯托大学在变形翼项目^[2]中阐述了柔性机翼的4个优点:①提高飞机性能,扩大飞行范围;②以柔性机翼替代常规的飞行控制面,可以提高隐身性;③减小飞行阻力,增加航程;④减少振动、噪声,提高飞行舒适度与安全性。

智能材料驱动器和柔性蒙皮是发展柔性机翼的关键技术。智能材料具有质量轻、结构简单、驱动力大等优点。使用智能材料驱动器取代传统驱动器,可有效减轻机翼质量,减少复杂机械机构的使用,具有非常好的应用前景。使用夹芯复合材料或特殊结构蒙皮可满足柔性蒙皮大变形特性和承受局部气动载荷的要求。

本文介绍3种典型智能材料驱动器在国内外的应用现状,对相关性能进行比较;同时,介绍柔性蒙皮的研究进展,并对未来的发展进行展望。

1 变体飞机智能材料驱动器研究进展

智能材料,是一种能够感知、判断、处理外部激励且本身可执行的新型功能材料。通常可以分为两类。一类是感知材料,能够检测并且识别外界或者内部的激励强度,如电、光、热、应力、应变等,可用于制作传感器;另一类是驱动

材料,可以根据外部环境或者内部状态变化做出响应,可用于制作驱动器^[3]。例如形状记忆合金(Shape Memory Alloys,简称SMA)、压电材料、磁致伸缩材料等已成为变体机翼驱动器的研究热点。

1.1 形状记忆合金驱动器

形状记忆合金是一种加热到临界转变温度就可恢复预设形状的金属。形状记忆原理是发生在金属合金中的特殊马氏体相变^[4]。迄今为止,形状记忆合金是已发现的形状记忆材料中记忆性能最好的材料,种类高达50多种,在航空航天领域已有大量应用。

早在20世纪末,美国国防部高级研究设计局(Defense Advanced Research Projects Agency,简称DARPA)的智能翼^[5]项目就对SMA在变体机翼上的应用进行了研究。项目第一阶段使用了基于SMA的集成驱动器,取代了标准铰链操纵面。在风洞实验中证实了此系统的优势,并可有效减轻飞机质量,节约内部空间。

早期的SMA变体机翼驱动器采用的是一种抗弯结构,如图1所示。相邻刚体中部铰接,两个SMA线性驱动器在上、下部位连接刚体。加热单侧SMA驱动器可使其收缩,驱动刚体绕支点旋转,加热另一侧则可反向旋转。利用SMA的单程记忆效应,这种结构在承载时无需输入外界能量即可保持固定。通过对这种结构的复制,可产生相当的变形效应。利用抗弯结构设计的变形控制面如图2所示,利用悬臂梁测试SMA抗弯结构驱动器的承载能力如图3所示。

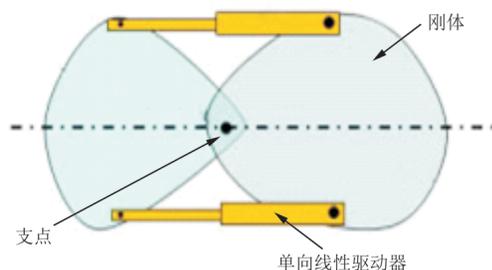


图1 弯曲单元^[6]

Fig. 1 Flexural unit cell^[6]

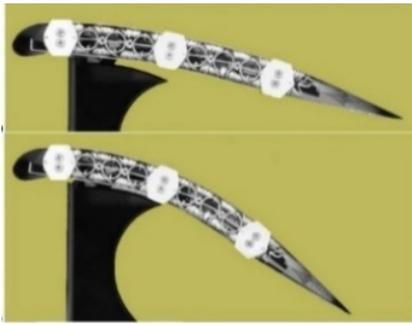


图 2 SMA 变体机翼样件^[7]
Fig. 2 Morphing wing sample using SMA^[7]



图 3 SMA 驱动器负载测试^[8]
Fig. 3 SMA actuator load test^[8]

Leung 等^[9]等设计了一种用于亚声速飞行器的变体翼型。变体原理与抗弯结构相似,如图 4 所示。变体翼型前后两段间通过 SMA 丝构成抗弯结构偏转角度(图中只显示了上侧 SMA 丝)。中间安装了超弹性导线,提供断电后翼型恢复原状所需的回复力。在低速闭环风洞中进行实验,单侧 15 V 电压/2 A 电流下,实现了翼型后缘 $\pm 4^\circ$ 的偏转。这种结构存在的问题是功率消耗高,要使升力翻倍,需要额外提供 60%~100% 的功率。

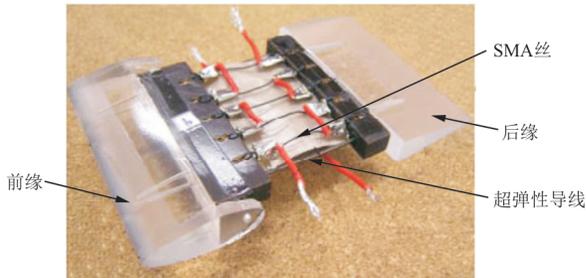


图 4 变体翼型样件^[9]
Fig. 4 Morphing wing sample^[9]

法国达索公司制作了一种使用 SMA 丝和连杆机构的变体后缘装置,如图 5 所示。两股 SMA 丝呈线性连接在一个铰接点上,铰接点与连杆机

构相连以控制后缘变形,两股 SMA 丝分别控制打开与关闭。该方案仍未完全摆脱复杂的机械结构,但在实验阶段就实现了较大的变形,工程应用可行性较高。

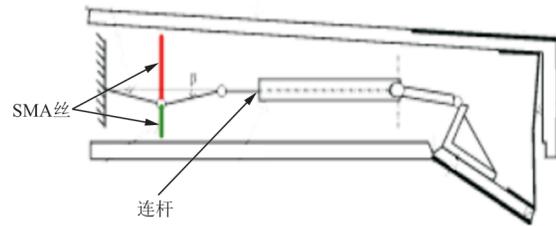


图 5 后缘变形装置截面图^[10]
Fig. 5 Cross-section of the trailing edge deforming device^[10]

大部分 SMA 变形依赖于温度变化,不稳定的温度会导致 SMA 驱动失控。任秉银等^[11]提出了一种偏动式形状记忆合金驱动器系统,引入了一种 PID 控制。通过对驱动器的角位移误差进行监控来调节温度,可实现驱动器的伺服控制。采用 Matlab Siumlink 进行控制系统的建模和仿真,结果表明 PID 控制器提高了系统控制的精确性。

李扬等^[12]采用 PID 控制 SMA 变体机翼后缘的变形。机翼后缘要求能够实现连续偏转并在任一偏转角保持稳定。机翼分段设计,在风洞中测得马赫数 0.4、攻角 0° 时的机翼气动载荷。每段机翼载荷不同,使用的 SMA 丝数量也有差异,如图 6 所示。翼尖位移由激光位移传感器测量,使用 PID 电路对 SMA 驱动器实现精准控制。在实验阶段,用砝码代替受到的集中力,对机翼不同偏转角状态进行验证。数据表明,偏转角误差均小于 4%,有较高的控制精度。

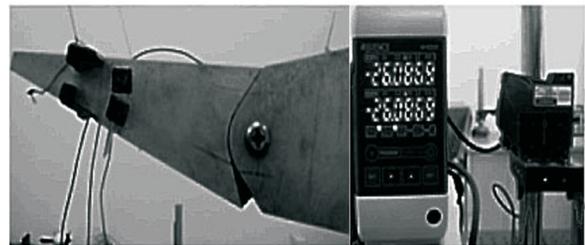


图 6 后缘偏转驱动承载实验^[12]
Fig. 6 Trailing edge deflection drive load test^[12]

Prajapati 等^[13]将 SMA 丝嵌入手性结构蒙皮中,设计了一种以聚丙烯手性蜂窝为主体,SMA 丝为驱动器的变体结构,如图 7 所示。手性聚丙烯结

构由星形孔和椭圆孔组成, SMA 丝集成在手性结构的对角线上。在没有驱动器的情况下, 通过拉伸和压缩测试, 手性结构可以实现 6%~10% 的面积变形。采用最大电流为 2 A, 0.083 3 V/s 变化速率电压激发 SMA 丝, 25 s 时 SMA 丝开始发生马氏体相变, 50 s 时对角线方向实现了 7.2 mm 的变形, 100 s 为一个变形周期时间。自然对流是 SMA 的冷却方式, 这将导致较长的冷却时间。从 SMA 丝的加热时间和冷却过程来看, SMA 的响应速率是需要考虑的问题。

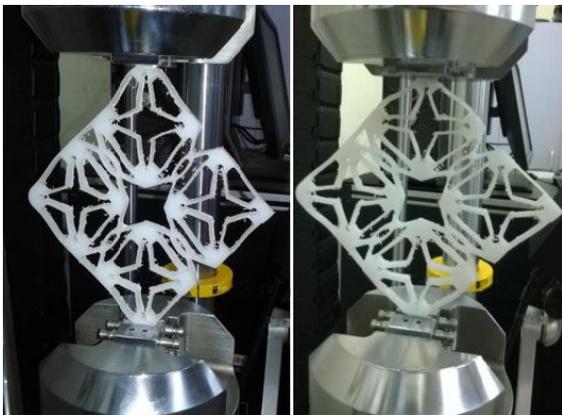


图 7 手性聚丙烯结构^[13]

Fig. 7 Chiral polypropylene structure^[13]

针对 SMA 驱动器冷却缓慢的问题, Mao Z W 等^[14]设计了一种主动空气对流冷却方案。SMA 丝布置在管道内, 高压高速冷却气流沿管道流过 SMA 丝。SMA 丝从 67° 自然冷却到 30° 与 20° 的时间分别为 37.2、101 s。冷却气流作用下温度下降到 30° 与 20° 的时间分别为 10.7、22 s。冷却时间缩短了 70% 以上。采用此种带主动冷却装置 SMA 驱动器的变形小翼, 偏转周期缩短约 80%, 极大地提高了变形小翼的动态性能。

Ashir 等^[15]、Hübler 等^[16]研究了集成 SMA 元件的纤维增强塑料(FRP)结构在变体机翼中的应用潜力, 其中一种基于 SMA 和 FRP 的自适应变体翼的襟翼样件如图 8 所示。FRP 被胶接在机翼内形成褶皱, SMA 通过纺织技术集成到 FRP 中, 以达到更好的驱动效率。在 164 mm 的剖面宽度上布置了 3 个 SMA 单元, 每个单元由 4 根直径为 0.305 mm 的 SMA 丝组成, 图中黑框表示传力面积。对 SMA 丝采用 1 A 电流进行 60 s 的循环驱

动, 变体翼的变形速度可达到 2.3 mm/s, 最大变形 2.8 mm。

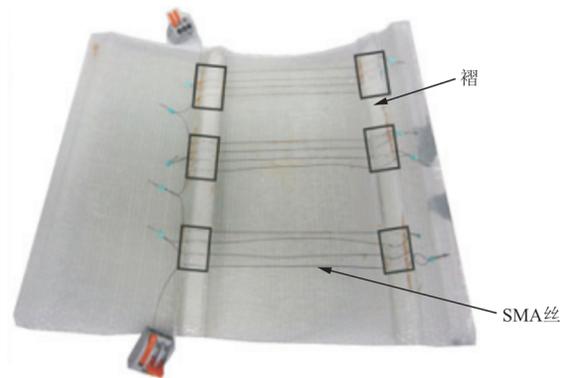


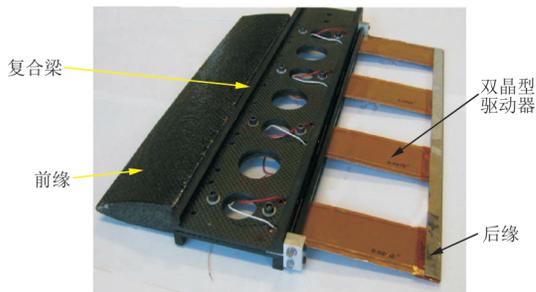
图 8 FRP 上襟翼预制品^[15]

Fig. 8 Preform developed for FRP upper flap^[15]

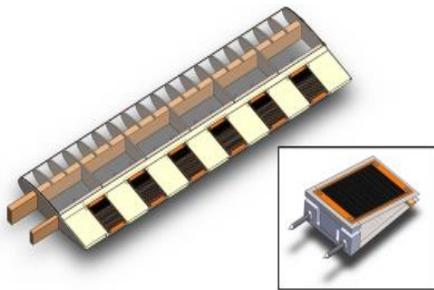
1.2 基于压电材料的驱动器

压电材料(Piezoelectric Materials)是受到压力作用时会在两端面间产生电压的晶体材料, 其具有的压电效应与逆压电效应可以有效地实现电能与机械能的转化。压电材料主要包括压电单晶体和压电多晶体。压电多晶体中又属压电陶瓷应用最广, 具有响应速度快、驱动结构简单、能量效率高、分布灵活、承载与驱动一体化等优点; 但同时也具有驱动应变小、材料韧性差的缺点^[17]。压电复合纤维的出现改善了这些缺点, 如活性纤维复合材料(AFC)和宏观纤维复合材料(MFC)。通过将压电陶瓷嵌入到韧性较高的环氧基体中, 可以有效改善压电材料的力学性能, 促进了压电材料在柔性结构中的应用。

Wickramasinghe 等^[18]将 MFC 在固定翼 MAV (Micro Air Vehicle) 上进行了应用。使用双晶型 MFC 驱动器作为主驱动器。双晶型 MFC 驱动器由两个 MFC 薄片粘接在一块薄铝基板两侧组成, 变体翼样件如图 9 所示。单侧机翼使用 4 个双晶型 MFC 驱动器作为主动后缘, 一块以碳纤维预浸料制成的工字梁连接机翼前缘与主动后缘并提供机翼的强度和刚度。对双晶型驱动器的弯曲挠度进行了测试, 在 1 Hz、1 500 V (峰峰值) 正弦电压下, 最大偏转角度为 9.4°。使用橡皮筋模拟蒙皮预应变为驱动器添加轴向压缩预紧力, 使偏转角度增加到 11.7°。

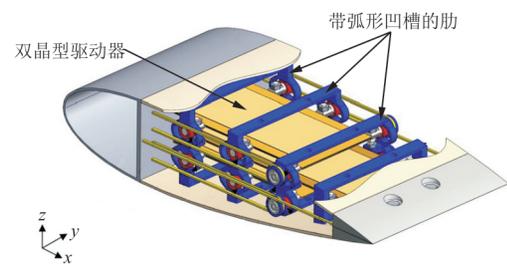
图9 MFC压电驱动机翼样件^[18]Fig. 9 Wing sample driven by MFC piezoelectricity^[18]

在双晶型MFC驱动器的基础上, Pankonien等^[19-20]提出了一种展向变体后缘概念,如图10所示,设计了一种在不改变主翼盒的情况下取代传统副翼的模块化后缘,可以实现后缘倾角的局部控制。Vos^[21]设计了一种柔性机翼取代副翼,如图11所示。在1 Hz、200 V(峰峰值)的正弦电压下,实现了最大挠度5.5 mm,与传统舵机驱动的副翼相比,质量减少了3.8%,结构更简单,滚转控制性能也更出色。

图10 MFC展向变体后缘^[19]Fig. 10 Trailing edge of MFC spanwise variant^[19]图11 柔性副翼无人机模型^[21]Fig. 11 Flexible aileron UAV model^[21]

为了将MFC驱动翼面应用于速度更快,尺寸更大的小型无人机,需采用多层并联的构型。Hu K M等^[22]提出了一种三层平行MFC驱动器结构,如图12所示。驱动器以悬臂梁的形式固定在机翼

前缘。设计了带弧形凹槽的肋,使三层MFC实现同曲率弯曲并围绕中性层旋转。在峰值电压下,变体机翼的偏转角度达到了 $\pm 12^\circ$ 。与单层结构驱动器相比,多层结构可以提供更高的输出力和弯曲刚度。空速10 m/s,迎角 0° 情况下,多层驱动变体翼和单层驱动变体翼的偏转角度分别减少到 11.7° 和 9.0° ;空速40 m/s,迎角 15° 情况下,偏转角度分别减少到 5.04° 和 0.87° 。多层驱动变体翼的变形减少量明显小于单层驱动变体翼。在高空速和大迎角状态下,多层结构驱动器的优势更加明显。

图12 三层MFC变形翼结构^[22]Fig. 12 Three-layer parallel MFC morphing wing structure^[22]

Syaifuddin等^[23]设计了一种由单晶压电陶瓷驱动器LIPCA驱动的仿生扑动结构。LIPCA驱动器是将单晶压电陶瓷封装进玻璃/碳/环氧树脂中制作而成,LIPCA驱动器与扑动装置的模型如图13~图14所示。采用四连杆机构,可将单晶压电陶瓷驱动器的有限驱动位移放大转换为较大的扑动角度,并且可以通过扑翼内侧下方的小型调节机构调整扑翼旋转角度。测试过程主要围绕扑翼受到的垂直力和前向力进行。在9 Hz、300 V(峰峰值)的正弦电压下,扑翼获得了最大的扑动力,此时垂直力和前向力的平均值分别为2.49和0.83 gf($1 \text{ gf} \approx 0.0098 \text{ N}$)。

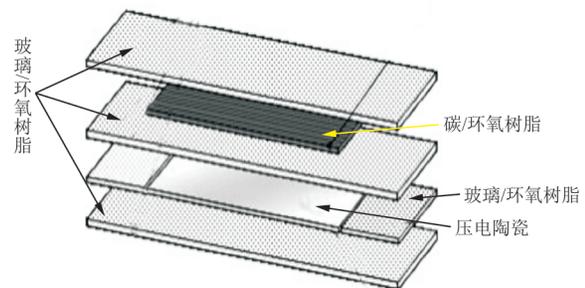
图13 LIPCA层合结构^[23]Fig. 13 Laminate structure of LIPCA^[23]



图 14 使用 LIPCA 驱动的扑动装置^[23]
Fig. 14 Flapping device using LIPCA driver^[23]

MFC 压电纤维复合材料以及 SMA 大部分用于微小型飞行器的机翼变体驱动,与实际工程应用存在较大差距^[24]。智能翼^[5]项目中,要求作战飞机能以 $60\sim 70$ ($^\circ$)/s 的高速率变体,并实现 20° 偏转角。第一阶段使用的基于 SMA 的驱动器存在带宽限制,设计团队采用超声电机作为驱动器,成功地解决了这一难题。超声电机利用压电陶瓷的逆压电效应,使弹性体在超声频段产生微观机械振动。通过定子和转子之间的摩擦作用,将定子的微观振动转换为转子(或动子)的宏观单方向转动(或直线运动)。具有响应快、扭矩大、质量轻、结构简单等优点^[25]。

智能翼^[5]项目第二阶段中,使用了超声电机与弯梁偏心器集成的驱动系统,如图 15 所示。它可以将一端的旋转运动转换为另一端的偏转运动。在一段后缘控制面单元中配置两个独立的偏心器机构,最终的后缘控制面由十个独立单元组合而成。实验在最大马赫数 0.8 和 300 psf ($1 \text{ psf} = 1 \text{ lbf/ft}^2 = 47.8803 \text{ Pa}$) 的动压下进行,一共对 70 多种不同的气动外形进行了测试,后缘实现了超过 80 ($^\circ$)/s 的变形速率以及 20° 的最大偏转角度。验证了这种新型电机的使用优势。

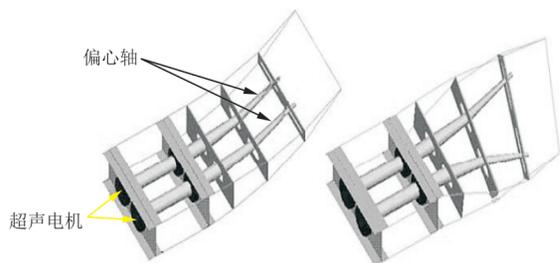


图 15 超声电机/弯梁偏心器后缘^[5]
Fig. 15 Ultrasonic motor/bending beam eccentric trailing edge^[5]

刘卫东等^[26]采用分布式超声电机与平行四边形机构实现了后缘变体,如图 16 所示。5 台超声电机沿展向布置,各自独立,连杆机构上装有角位移

传感器,用于检测后缘偏角。通过变体驱动可实现 7 种不同的气动外形,最大偏角为 10° 。在风速为 20 m/s ,雷诺数为 4.3×10^5 风洞测试中,对不同气动外形的升力系数和升阻比进行了比较。后缘整体向下偏转 10° 较向上偏转 10° 的升力系数增加了 0.579,可见这种变弯度机翼可以有效改变升力特性。

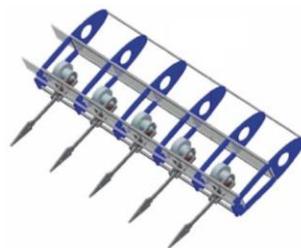


图 16 分布式超声电机驱动后缘^[26]
Fig. 16 Distributed ultrasonic motor drives trailing edge^[26]

压电材料还被用作液压泵的高频驱动元件。美国 KCI 公司 (Kinetic Ceramics, Inc.) 将压电陶瓷堆栈在一起作为液压泵驱动器^[27]。其开发的压电液压泵 (PHP) 使用压电驱动器为泵腔加压,驱动器行程为 $120 \mu\text{m}$,驱动频率 1000 Hz 时,实现了 1830 cc/min ($1 \text{ cc} \approx 1 \text{ mL}$) 流量,并开展了飞行实验,如图 17 所示。

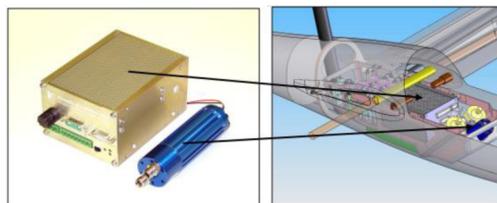


图 17 压电液压泵驱动扭转机翼飞机^[27]
Fig. 17 Piezoelectric hydraulic pumps drive torsional wing aircraft^[27]

1.3 基于磁致伸缩材料的驱动器

磁致伸缩材料 (Magnetostrictive Material) 也常被用作于液压泵的驱动元件。磁致伸缩材料是一类具有电磁能/机械能转换功能的材料。基于磁致伸缩材料的驱动器具有机电转换效率高、能量密度大、驱动应力高、响应速度快、可靠性高等优点^[28]。美国的 CSA 公司 (CSA Engineering, Inc.)^[29] 用磁致伸缩材料作为液压泵的高频驱动元件,为变体翼驱动提供动力。在驱动频率 200 Hz ,最大压差 1000 psi ($1 \text{ psi} = 1 \text{ lbf/in}^2 = 6894.76 \text{ Pa}$) 的情况下产生流速约为 1000 cc/min ,驱动峰值功率达到了 180 W 。使用一个起飞质量为 273 lb

(1 lb \approx 0.453 6 kg), 14 in (1 in=0.025 4 m)长的无人飞行器作为实验平台,如图18所示。变体机翼系统由液压泵与一个剪刀状连杆机构组成。液压泵动力可使机翼在30 s内完成从9 in到16 in的变化。



图18 使用磁致伸缩液压泵的无人飞行器^[29]

Fig. 18 Unmanned aerial vehicle using magnetostrictive hydraulic pump^[29]

1.4 典型智能材料驱动器对比

形状记忆合金有着比一般金属更强大的变形恢复能力,其冷却方式普遍采用自由对流方式,响应速率比较低。这对于需要即时变体的飞行器来说是非常不利的,在考虑使用冷却装置的同时必须权衡冷却装置增加的结构复杂度及增重问题。基于压电材料的驱动器具有较高的响应速率,但大部分驱动功率较小,需在驱动力和位移间进行权衡,只适用于微小型飞行器,不能满足大变体结构的要求。超声电机各方面性能都比较优异,但需额外设计传动机构。磁致伸缩材料也由于其本身特性无法产生较大变形。部分智能驱动器的性能对比如表1所示。此外,形状记忆聚合物(Shape Memory Polymer,简称SMP)与SMA材料拥有相似的变形特性,但根据近二十年的研究来看很少有研究者将SMP运用于驱动器。可能的原因是引发SMP变形所需要的外部激励(如热、电)不能直接由外部能量源提供,而需要介质传递,这将增加系统的复杂性。

表1 各种驱动器的性能比较^[24]

Table 1 Performance comparison of various actuators^[24]

驱动器	响应速度	能量密度	输出力	输出位移	刚度
SMA	慢	高	大	大	大
SMP	慢	低	小	大	小
磁致伸缩	快	中	中	小	大
压电陶瓷	快	高	中	小	大
超声电机	快	高	中	大	大

2 柔性蒙皮研究进展

早期飞机的机翼蒙皮是织物,随着飞行速度和气动载荷的增大,需要采用刚度和强度更高的材料。大多数飞机使用加筋金属薄板作为外蒙皮^[2],无法实现光滑连续的大变形,通常只能进行简单的整体变形控制。柔性蒙皮的内部结构和材料可设计,不仅可以实现变体机翼所需的大变形,同时也能提供足够的刚度和强度以承受局部气动载荷。目前柔性蒙皮通常分为两类:一是基于材料弹性的柔性蒙皮,二是基于结构的柔性蒙皮^[30]。

2.1 基于材料弹性的柔性蒙皮

此类柔性蒙皮变形依赖于材料的大变形特性,这种变形可通过撤销或改变引起变形的的外部激励来恢复。同时,为了能承受气动载荷,材料需要自身或通过其他设计拥有一定的刚度和强度。SMP是一种可选择材料,在热激励下,SMP将会发生由刚性状态到弹性状态的转变。在弹性状态下,不施加外力,SMP会恢复到它的记忆状态。冷却后可从弹性状态恢复到刚性状态。这意味着SMP可以容易地改变形状并在变形后具备承载能力。

美国CRG公司(Cornerstone Research Group, Inc.)^[31]对SMP应用于柔性蒙皮开展了大量研究,开发出三种基于热固性SMP的产品。第一种是基于苯乙烯的SMP-Veriflex,应用于表面蒙皮。实验中,该材料能承受多次循环,但在硬化状态下脆性极高,无法承受预期的振动载荷,因此CRG研发了另一种更高韧性的航天级SMP。第二种是以SMP树脂作为基体制作的变模量复合材料DMC(Dynamic modulus Composites)-Veritex,同样被用于表面蒙皮,但要将这种材料在变形过程中完全伸展以获得光滑的表面需要很大的驱动力,否则将出现明显褶皱(如图19所示)。第三种是以SMP树脂作为基体制作的变模量泡沫材料DMF(Dynamic Modulus Foams)-Verilyte(如图20所示),被用于变体机翼内部的填充材料,高温下可变形重塑,低温下保持刚性状态以承载气动载荷。美国洛马公司(Lockheed Martin Space Systems Company,简称LMT)^[32]将CRG的研究成果应用于“变体飞机结构”项目,为折叠机翼提供技术支持。在大尺寸原型翼测试中,激活SMP加热元件后发生快速断裂而失败。Yin W L等^[33]设计了一

种嵌入式加热弹簧丝作为 SMP 的激活系统。Yu K 等^[34]使用纤维增强形状记忆聚合物复合材料 (SMPCs) 作为表面蒙皮。通过加入增强相(如碳纤维)提高 SMP 变形过程中的恢复力。



图 19 有褶皱的 DMC^[31]
Fig. 19 DMC with folds^[31]

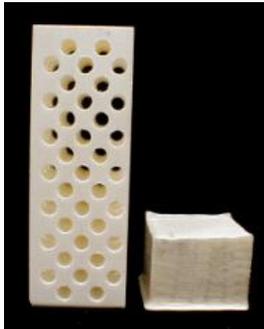


图 20 全尺寸和压缩 400% 的 DMF 块^[31]
Fig. 20 Full size and compressed 400% DMF block^[31]

橡胶是一种常用于机翼蒙皮的弹性材料,受到极小的力便可产生较大的变形,但其低模量特点要求增强材料来承载气动载荷。Radestock 等^[35]使用玻璃纤维增强塑料(GFRP)为由乙丙二烯(EPDM)合成橡胶蒙皮提供刚度。设计的蒙皮应用于机翼前缘,如图 21 所示。GFRP 是以弦向加强肋形式进行配置,通过设计加强肋的尺寸和位置,使蒙皮在展向具有变刚度特性。Wu R 等^[36]在一种受纯剪切力的变体翼中使用碳纤维复合材料(CFRP)杆为硅橡胶基体提供刚度,并在硅胶两侧用凯夫拉纤维以蛇形缠绕加固,以减少硅胶沿 CFRP 杆方向产生的裂纹。



图 21 GFRP 增强前缘蒙皮^[35]
Fig. 21 Use GFRP to enhance leading edge skin^[35]

德国 Fraunhofer IFAM 公司^[37]为变体结构研制了 HYPERFLEX 泡沫蒙皮材料。这种泡沫材料在拉压实验中都表现出良好的弹性体性质,且比橡胶有着更低的泊松比。整体结构是在一个刚性机翼基础上设计的,如图 22 所示。泡沫弹性体制作的柔性段提供大变形特性,铝材制作的刚性段保证结构刚度。为避免两种材料的集成带来应力集中,使用了硅酮弹性保护层与刚/柔性段层合。开发了一种新的粘接制造工艺,核心特点是同时对不同的反应性硅树脂和铝型材进行固化、发泡和粘接,同时还为金属型材做了脱脂处理。最后制造了实物用于验证机装配和测试。

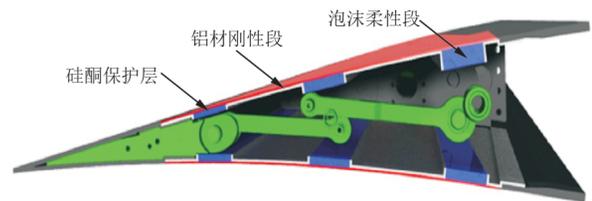


图 22 机翼截面图^[37]
Fig. 22 Wing section^[37]

2.2 基于结构的柔性蒙皮

此类柔性蒙皮是在蒙皮夹芯层内通过波纹、蜂窝等结构实现大变形,强调结构的极端各向异性。变形过程中非变形方向不发生位移,同时还应满足机翼的抗弯刚度要求,以此来兼顾面外刚性和面内柔性的问题。Yokozeki 等^[38]是最早提出将波纹结构用作柔性蒙皮的人之一,并对波纹结构的力学性能做了测试,波纹结构如图 23 所示。选取碳纤维平纹织物预浸料制作波纹结构。拉伸和弯曲实验表明,波纹方向表现出较大柔性、垂直于波纹方向表现为刚性,有足够的抗弯能力。改进试样在波纹单侧填充柔性橡胶以形成光滑的气动表面,在波型凹处沿波纹垂直方向增加了 CFRP 杆件,进一步增加波纹垂直方向的刚度,如图 24 所示。

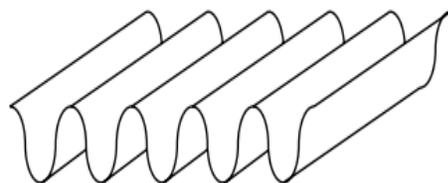
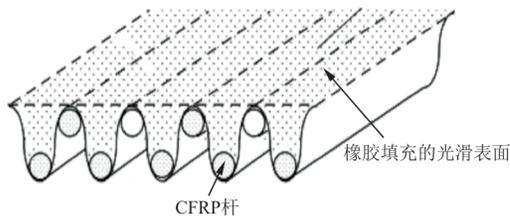
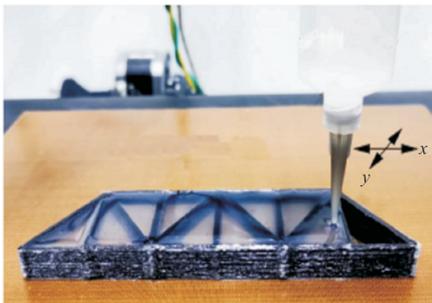


图 23 波纹结构^[38]
Fig. 23 Corrugated structure^[38]

图24 改进后的波纹结构^[38]Fig. 24 Improved corrugated structure^[38]

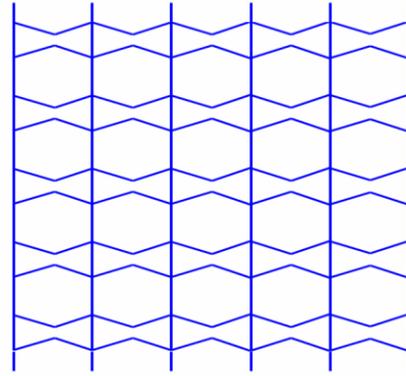
Thill等^[39]对波纹结构的详细参数进行了研究。对用芳纶纤维、玻璃/碳纤维环氧预浸料分别制作的波纹结构进行了比较。测试了波纹层合板厚度和波纹间距增大对波纹结构力学性能的影响。值得注意的是,文献[38-39]的分析模型与实验数据吻合度不佳,主要原因是试件中纤维与波纹方向错位等问题导致性能变化。在实际结构制造过程中,这是一个需要解决的问题。

Wang B等^[40]利用3D打印技术解决了纤维排布不准确的问题。将连续纤维预先浸渍为直径1.0 mm的长丝,将长丝送入打印机的打印头,打印头根据预先设置的路径进行打印,使用沉积硅橡胶作为填充物,完成固化时的保形(如图25所示)。对成品进行热分析与显微检测,纤维能够准确的排布在基体材料中。通过对打印路径的优化设计,整个打印过程遵循单行程策略,可以实现芯板与面板的一体成型,提高了波纹板的强度。

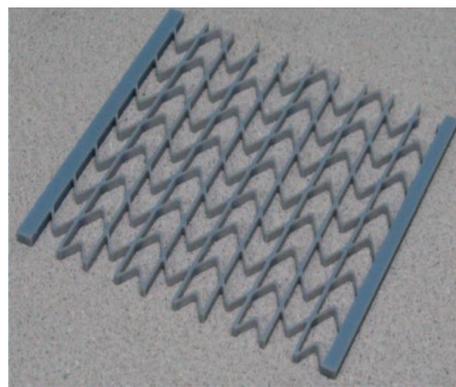
图25 3D打印三角形波纹结构^[40]Fig. 25 Triangular corrugated structure by 3D printing^[40]

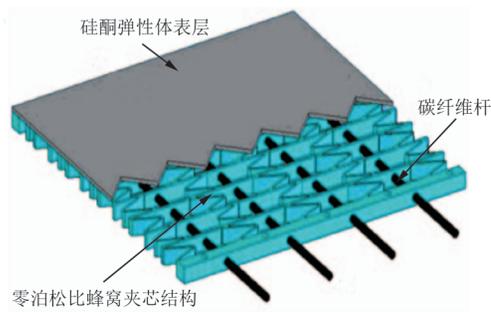
与波纹结构不同,蜂窝结构是典型的胞状周期结构。蜂窝结构比其基体材料具有更高的孔隙率和更低的质量密度,因此具有较高的比刚度和比强度^[41]。传统蜂窝变形时非变形方向的收缩会增加变形方向的轴向刚度,这将会增加变形方向所需要的驱动力。Olympio等^[42]利用胞角为正的泊松比单胞和胞角为负的反泊松比单胞进行了排列结合,得到了一种零泊松比结构的手风琴形

胞状蜂窝结构,如图26所示。这种手风琴结构将会抑制非变形方向的位移,并且横向模量比构成蜂窝结构的原材料低几个数量级,可以产生较大应变,满足柔性蒙皮较低面内刚度和较高面外刚度要求。

图26 手风琴形零泊松比结构^[42]Fig. 26 Accordion-shaped zero Poisson's ratio construction^[42]

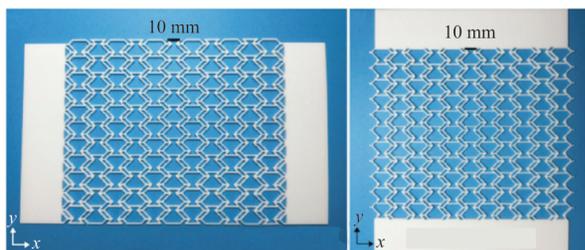
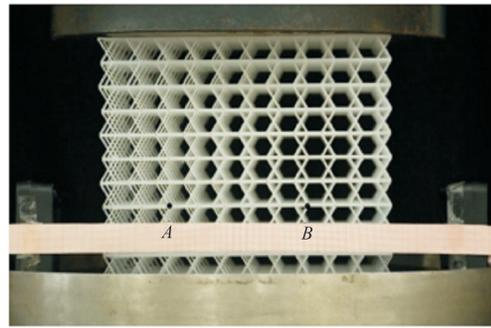
Bubert等^[43]、Avila等^[44]用光敏树脂制作了一种零泊松比蜂窝结构作为柔性蒙皮的夹芯结构,如图27所示。结构中的V形单胞最大局部应变为1.5%,却可以使整体结构承受30%的压缩,小局部应变的好处是可以增加结构的疲劳寿命。在垂直于V形结构方向添加碳纤维杆以增加弯曲刚度。蒙皮的光滑气动外形由硅酮弹性体柔性表面提供,硅酮中层合了碳纤维,具有一定的刚度,也能承受一定的局部气动载荷。蒙皮结构如图28所示,柔性表皮与蜂窝结构粘接。这种组合结构黏合剂不仅需要具有能随变形部位一起变形的高应变特性,还应能承受结构变形时产生的剪应力。

图27 3D打印的零泊松比蜂窝结构^[43]Fig. 27 Zero-Poisson ratio honeycomb structure by 3D printing^[43]

图 28 V形单胞柔性蒙皮结构图^[43]Fig. 28 Structure diagram of V-shaped cell flexible skin^[43]

机械超材料具有胞元可设计的特点,性能不依赖于材料本身的化学成分,而是主要受控于内部的胞元结构。通过对胞元结构的设计,可实现一些非材料本体的力学特性,如负/零泊松比、负热膨胀、多稳态等^[45]。其中,负/零泊松比是超材料应用于柔性蒙皮的重要力学特性。与上述零泊松比蜂窝结构不同的是,超材料不作为夹芯结构,而是尽可能的缩小胞元尺寸,以期通过微观结构设计表征出宏观的材料特性,作为柔性蒙皮材料。

Dayyani等^[46-47]设计了一种零泊松比超材料,鱼形细胞按阵列排布形成宏观结构,如图29所示。从面内 x 方向与 y 方向施加载荷时,此结构均呈现出零泊松比特性。对单胞参数的优化设计可提高结构弹性。应用于柔性蒙皮时,边界约束会引起边界局部变形,在边界增加半鱼形单胞会改善局部应力集中。Chen X等^[48]设计了一种特定方向上泊松比为零的3D超材料,如图30所示,单胞为三维平行四边形结构,超材料的弹性模量与泊松比均由平行四边形结构参数决定。对平行四边形夹角、边长和截面尺寸开展优化设计,从 z 轴施加单轴载荷时,此结构在 x 方向表现为零泊松比特性,在 y 方向表现为负泊松比特性。

图 29 鱼形单胞超材料^[46]Fig. 29 Fish cell metamaterials^[46]图 30 平行四边形点阵结构^[48]Fig. 30 Parallelogram lattice structure^[48]

3 技术缺陷与构型创新

3.1 技术缺陷

变体飞行器的变体结构是比较复杂的系统,一般包括驱动器,变形蒙皮以及其他相关机构。智能材料驱动器与柔性蒙皮的研究是推动柔性变体飞行器发展的关键。目前只有少数研究成果在工程中得到了实际应用,更多研究仍处于实验室并存在一些待解决的问题。

1) SMA变形依赖于温度变化,加热和冷却过程缓慢,存在低响应率特性,不能及时产生变形^[13]。压电纤维复合材料改善了压电陶瓷的低韧性特点,但仍存在驱动应变低的问题,多层驱动结构进一步提升了性能,也只能应用在微小型飞行器上^[20-22]。超声电机使用压电陶瓷代替了普通电机的线圈,可产生较大位移,但这种基于定子和转子之间摩擦的电机寿命较短。磁致伸缩材料也由于其本身特性无法产生较大驱动位移。

2) 大部分柔性蒙皮在满足弹性及大变形要求下,仍然只能承受低速飞行时的气动载荷^[31]。材料的老化与疲劳未在实验研究中充分考虑,与工程应用存在差距^[36]。夹芯结构柔性蒙皮需要使用粘接技术,黏合剂不仅要具备对两种材料有良好的粘接性能,还需要具备高应变特性及高剪切强度^[37,43]。

3.2 构型创新

1) 目前进行的智能材料驱动器研究多使用单一的智能材料,大部分驱动器性能受到智能材料本身特性的局限。从工程应用角度出发,采用机械机构与智能材料驱动器相结合的方法将更具可

行性。或可采用两种或者两种以上智能材料联合驱动的方式,以弥补单一材料的缺陷,但两种智能材料应具有相似的特性,以避免增加结构复杂度。

2) 具有大变形能力和高刚度特点的柔性蒙皮将是未来的研究方向。使用离散纤维为弹性材料增加刚度是一种可探索的方法。离散纤维单胞的形状与排列方式将会是影响力学性能的关键因素。将单胞精确布置在弹性材料内将是需要解决的问题,在增材制造技术日趋完善的情况下,这个难题将被解决。增材制造技术还可使夹芯结构与表面蒙皮一体化成型,构件粘接问题会有替代方案^[40]。此外,超材料单元结构的高度可设计性,为柔性蒙皮材料提供了更多的选择^[45]。如今,机器学习与增材制造技术的迅猛发展,解决了超材料设计与制造两大核心问题,超材料智能蒙皮等相关成果的转化将会加快。

4 结束语

自20世纪80年代起,航空界在柔性机翼上做出了许多的探索。近二十年的研究表明,智能材料驱动器和柔性蒙皮将成为柔性变体飞行器的关键技术。现阶段智能材料驱动器的大部分研究仅限于实验室,可实现局部小变形驱动,距离结构整体变形驱动的要求存在一定差距。柔性蒙皮的柔性和刚度存在设计博弈问题,性能还不够理想。而周期单胞纤维增强弹性基体复合材料蒙皮与手性夹层结构相结合的组合结构或可满足新型变体飞行器的性能要求。

参考文献

- [1] 陆宇平,何真,吕毅. 变体飞行器技术[J]. 航空制造技术, 2008(22): 26-29.
LU Yuping, HE Zhen, LYU Yi. Morphing aircraft technology [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008 (22): 26-29. (in Chinese)
- [2] THILL C, ETCHES J, BOND I, et al. Morphing skins [J]. Aeronautical Journal, 2008, 112: 117-139.
- [3] 刘俊聪,王丹勇,李树虎,等. 智能材料设计技术及应用研究进展[J]. 航空制造技术, 2014(1): 130-133,136.
LIU Juncong, WANG Danyong, LI Shuhu, et al. Design technology and application advance of intelligent material [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014 (1) : 130-133,136. (in Chinese)
- [4] COSTANZA G, TATA M E. Shape memory alloys for aerospace, recent developments, and new applications: a short review[J]. Materials, 2020, 13(8): 1856.
- [5] KUDVA J N. Overview of the DARPA smart wing project [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2004, 15(4): 261-267.
- [6] SOFLA A Y N, ELZEY D M, WADLEY H N G. An antagonistic flexural unit cell for design of shape morphing structures[C]// 2004 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. Anaheim, California, USA: ASME, 2004: 261-269.
- [7] ELZEY D M, SOFLA A Y N, WADLEY H N G. A bio-inspired high-authority actuator for shape morphing structures[C]// Smart Structures and Materials 2003: Active Materials: Behavior and Mechanics. San Diego, California, United States: SPIE, 2003: 92-100.
- [8] ELZEY D M, SOFLA A Y N, WADLEY H N G. A shape memory-based multifunctional structural actuator panel [J]. International Journal of Solids and Structures, 2005, 42 (7): 1943-1955.
- [9] LEUNG R C K, LAU A K T, YU S F. Design of shape memory alloy actuated deformable airfoil for subsonic flight [J]. Key Engineering Materials, 2007, 334/335: 1105-1108.
- [10] BERTON B. Shape memory alloys application: trailing edge shape control[R]. France: RTO, 2006.
- [11] 任秉银,陈本清. 偏动式形状记忆合金驱动器系统建模与仿真[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(1): 58-61.
REN Bingyin, CHEN Benqing. Modeling and simulation of bias-type shape memory alloy actuator system [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(1): 58-61. (in Chinese)
- [12] 李扬,朱倩,徐志伟. SMA驱动变体机翼后缘精确控制研究[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(7): 1001-1005.
LI Yang, ZHU Qian, XU Zhiwei. Research on the precise control of the morphing wing trailing edge actuated by SMA [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(7): 1001-1005. (in Chinese)
- [13] PRAJAPATI M, MAHAPATRA D R. Shape memory alloy-based active chiral composite cells[C]// Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems 2014. San Diego, California, US: SPIE, 2014: 1000-1008.
- [14] MAO Z W, XU Z W, WANG Q. Shape memory alloy actuator with active cooling device and deflectable winglet application [J]. Smart Materials and Structures, 2020, 29 (10): 105026.
- [15] ASHIR M, HINDAHL J, NOCKE A, et al. Development of an adaptive morphing wing based on fiber-reinforced plastics and shape memory alloys[J]. Journal of Industrial Textiles, 2020, 50(1): 114-129.
- [16] HÜBLER M, NISSLE S, GURKA M, et al. Aerodynamic applications of SMA FRP structures: an active airfoil, from idea to real hardware[C]// ASME Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. Colorado Springs, Colorado, USA: ASME, 2015: 2-15.
- [17] 李敏,陈伟民,贾丽杰. 压电纤维复合材料铺层用于翼面设计的驱动特性与刚度影响[J]. 航空学报, 2010, 31(2): 418-425.
LI Min, CHEN Weimin, JIA Lijie. Drive characteristics and stiffness influence with piezoelectric fiber composite actu-

- ators on airfoil surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(2): 418-425. (in Chinese)
- [18] WICKRAMASINGHE V, CHEN Y, MARTINEZ M, et al. Design and verification of a smart wing for an extremely-agile micro-air-vehicle [C] // 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, California; AIAA, 2009: 1-10.
- [19] PANKONIEN A M, INMAN D J. Experimental testing of spanwise morphing trailing edge concept [C] // Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems 2013. San Diego, California, US: SPIE, 2013: 352-364.
- [20] PANKONIEN A M. Smart material wing morphing for unmanned aerial vehicles[D]. Michigan: University of Michigan, 2015.
- [21] VOS R. Post-buckled precompressed elements: a new class of flight control actuators enhancing morphing wing UAVS [C] // 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences 2008. USA: ICAS, 2008: 1-11.
- [22] HU K M, GE H J, LI H, et al. High actuation capability and smooth-deformation piezo morphing wing based on multi-layer parallel pre-compressed MFC bimorph [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 132: 108083.
- [23] SYAIFUDDIN M, PARK H C, YOON K J, et al. Design and evaluation of LIPCA-actuated flapping device [C] // Smart Structures and Materials 2005: Smart Structures and Integrated Systems. San Diego, California, US: SPIE, 2005: 151-158.
- [24] 朱华, 刘卫东, 赵淳生. 变体飞行器及其变形驱动技术 [J]. *机械制造与自动化*, 2010, 39(2): 8-14, 125.
ZHU Hua, LIU Weidong, ZHAO Chunsheng. Morphing aircraft and its morph-driving techniques[J]. *Machine Building & Automation*, 2010, 39(2): 8-14, 125. (in Chinese)
- [25] 赵淳生. 面向 21 世纪的超声电机技术 [J]. *中国工程科学*, 2002, 4(2): 86-91.
ZHAO Chunsheng. Ultrasonic motor techniques for 21st Century [J]. *Engineering Science*, 2002, 4(2): 86-91. (in Chinese)
- [26] 刘卫东, 丁倩, 朱华, 等. 基于超声电机的变弯度翼的驱动与集成 [J]. *振动, 测试与诊断*, 2013, 33(5): 856-861.
LIU Weidong, DING Qian, ZHU Hua, et al. Drive and integration techniques of variable camber wing based on ultrasonic motors [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2013, 33(5): 856-861. (in Chinese)
- [27] O'NEILL C, BURCHFIELD J. Kinetic ceramics piezoelectric hydraulic pumps [C] // Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies 2007. San Diego, California, US: SPIE, 2007: 142-155.
- [28] 胡明哲, 李强, 李银祥, 等. 磁致伸缩材料的特性及应用研究 (I) [J]. *稀有金属材料与工程*, 2000, 29(6): 366-369.
HU Mingzhe, LI Qiang, LI Yinxiang, et al. Research on characteristics and applications of magnetostrictive materials (I) [J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2000, 29(6): 366-369. (in Chinese)
- [29] SNEED R, SMITH R, CASH M, et al. Smart-material based hydraulic pump system for actuation of a morphing wing [C] // 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2007: 111-121.
- [30] 尹维龙, 石庆华. 变体飞行器蒙皮材料与结构研究综述 [J]. *航空制造技术*, 2017(17): 24-29.
YIN Weilong, SHI Qinghua. Review of material and structure for morphing aircraft skin [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017(17): 24-29. (in Chinese)
- [31] PERKINS D, REED J, HAVENS E. Morphing wing structures for loitering air vehicles [C] // 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Palm Springs, California: AIAA, 2004: 15-22.
- [32] BYE D, MCCLURE P. Design of a morphing vehicle [C] // 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2007: 101-110.
- [33] YIN W L, SUN Q J, ZHANG B, et al. Seamless morphing wing with SMP skin [C] // 1st International Conference on Multifunctional Materials and Structures, MFMS 2008. Hong Kong, China: TTP, 2008: 97-100.
- [34] YU K, YIN W L, SUN S H, et al. Design and analysis of morphing wing based on SMP composite [C] // Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies 2009. San Diego, California, US: SPIE, 2009: 212-219.
- [35] RADESTOCK M, RIEMENSCHNEIDER J, FALKEN A, et al. Experimental study of flexible skin designs between a moving wing segment and a fixed wing part on a full scale demonstrator [C] // ASME Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. USA: ASME, 2020: V001T03A008.
- [36] WU R, SUN J, CHANG Z, et al. Elastic composite skin for a pure shear morphing wing structures [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2015, 26(3): 352-363.
- [37] CONCILIO A, DIMINO I, LECCE L, et al. Morphing wing technologies [M]. United Kingdom Cambridge, MA: Butterworth-Heinemann, 2018: 207-230.
- [38] YOKOZEKI T, TAKEDA S I, OGASAWARA T, et al. Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures [J]. *Composites (Part A): Applied Science and Manufacturing*, 2006, 37(10): 1578-1586.
- [39] THILL C, ETCHES J A, BOND I P, et al. Corrugated composite structures for aircraft morphing skin applications [C] // 18th International Conference on Adaptive Structures and Technologies. Carleton University: ICAS, 2007: 210-223.
- [40] WANG B, MING Y K, ZHOU J, et al. Fabrication of triangular corrugated structure using 3D printed continuous carbon fiber-reinforced thermosetting epoxy composites [J]. *Polymer Testing*, 2022, 106: 107469.