

# 柔性变形翼结构设计、建模与分析 研究进展



李琦<sup>1</sup>, 杨宇<sup>2</sup>, 王志刚<sup>2</sup>, 崔龙<sup>3</sup>, 张峰<sup>3</sup>, 王宏伟<sup>3</sup>, 邓扬晨<sup>4</sup>

1. 辽宁大学, 辽宁 沈阳 110036

2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065

3. 中国科学院沈阳自动化研究所, 辽宁 沈阳 110016

4. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

**摘要:**未来飞行器设计将面临空域、速域不断扩大、任务适应性要求不断提高的严峻挑战,变体飞行器可为提高飞行性能、扩大飞行包线提供新思路与新方法。采用柔性蒙皮配合相应的支撑结构成为克服传统变体飞行器缺点的主要解决方案。本文首先综述了柔性蒙皮、蜂窝支撑结构、新型智能材料在变体飞行器设计中的研究现状,然后对现有文献中柔性变形翼结构设计、建模与分析方法进行讨论。最后提出现有柔性变形翼结构设计、建模与分析方法存在的问题,以及未来可能的研究方向。

**关键词:**变体飞行器; 柔性蒙皮; 建模分析; 支撑结构; 智能材料

中图分类号: V271.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.06.001

绝大多数传统的飞行器通过升降舵、方向舵、襟翼、副翼等操纵面的操纵实现气动性能和飞行性能的调整。传统飞行器的设计在满足起飞和降落性能的条件下,在任务剖面上的一个或几个设计点上达到性能最优,是对整个飞行包线内飞行器性能的折中处理。这使飞行器在特定飞行环境、巡航高度和速度下,拥有较高的性能。然而,一旦飞行状态偏离设计最优点,飞行器的性能会急剧下降甚至发生破坏。未来飞行器设计将面临空域、速域不断扩大,任务适应性要求不断提高的严峻挑战,固定外形机翼很难在复杂飞行包线下高品质完成任务,需要根据环境和任务的不同,适应性调整飞行器几何外形以获得实时最优性能。而变体飞行器可为提高飞行性能、扩大飞行包线提供新思路与新方法。变体飞行器能够根据飞行任务(起飞、巡航、机动等)的要求,利用布置在机体上的传感装置实时感知飞行器的状态与外界环境信息,结合先验性模型对当前飞行任务和环境的气动外形进行适配,高效地完成不同属性和组合的任务。变体飞行器是现代航空航天领域的前沿技术,是未

来飞行器的重要发展方向<sup>[1-3]</sup>。变体飞行器的变形方式分为以下三类:(1)翼身组合调整:通过变后掠、机翼折叠、变翼面积、变展长或小翼梢等方式改变飞行器的整体气动布局,以满足不同飞行模式的要求。(2)翼型调整:通过改变翼型的弦长、厚度和弯度来改善翼型的气动特性,提高飞行效率。(3)主动流动控制:利用微驱动元件和智能材料进行局部变形或通过激波改变局部虚拟形状来改变飞行器的流场结构和效率。主动流动控制的主要方法包括主动蒙皮振动、自适应冲击控制、循环控制和主动变刚度等。

在早期研究中,飞行器变形主要通过设计复杂的刚性机构来实现机翼展长、弦长以及后掠角的变化,蒙皮也采用刚性蒙皮材料。虽然采用刚性机构与刚性蒙皮可以使变体飞行器满足承载和变形方面的需求,但是带来以下几个问题:(1)变形时机构的缝隙对蒙皮表面光滑性、变形连续性和气密性产生不利影响,从而影响飞行器的整体飞行效率;(2)驱动机构、变形机构增加了机翼的重量和机械复杂度,影响系统可靠性,降低了变形的收益;(3)变体部件的交界

收稿日期: 2023-10-27; 退修日期: 2024-02-23; 录用日期: 2024-04-26

基金项目: 国家自然科学基金(U2013208)

引用格式: Li Qi, Yang Yu, Wang Zhigang, et al. Research progress on the design, modeling and analysis of flexible deformable wing structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(06): 1-11. 李琦, 杨宇, 王志刚, 等. 柔性变形翼结构设计、建模与分析研究进展[J]. 航空科学技术, 2024, 35(06): 1-11.

面突变或缝隙带来额外的气动噪声和振动激励;(4)在实际变形中,理想对称部件的不对称性(单边卡顿,运动误差)会带来不利气动效应,给控制系统设计带来新的困难。以上几个问题为变体飞行器设计提出新的需求<sup>[4]</sup>:(1)蒙皮需要具有大变形能力,即可以承受足够大的应变来满足变形需求;(2)在变形过程中要有足够面外刚度承受机翼的气动载荷;(3)蒙皮需要具有较小的面内刚度以减少对驱动器的能力的需求;(4)蒙皮在变形时需要保证机翼表面的连续、光滑、气密性并且没有塌陷。采用柔性蒙皮<sup>[5-6]</sup>配合相应的支撑结构成为满足以上需求的主要解决方案。近年来,随着材料科学的发展,各种高性能柔性材料、新型智能材料的出现为以上方案的实现提供了技术上的可能性。目前对于柔性材料、新型智能材料的研究<sup>[5,7-8]</sup>依然处在早期的研究验证阶段。柔性变形机翼正在从实验室逐渐向实际应用中转化。根据新型材料在变体飞行器中的作用,主要分为两个研究方向:(1)面向变体飞行器需求的柔性蒙皮技术和配合蒙皮柔性变形的支撑结构;(2)基于智能材料的智能执行驱动机构。

虽然橡胶类材料满足机翼大变形和整体气密性要求,但由于其弹性模量较低,使得其难以承受飞行过程中较高的面外气动载荷。蒙皮承载能力与抗撕裂性差限制了此类飞行器的最大飞行速度。因此设计复合式蒙皮结构成为柔性蒙皮设计的热点方向<sup>[4]</sup>。机翼柔性变形的实现除了需要柔性蒙皮以外还需要配合柔性蒙皮的支撑结构,才能把蒙皮承受载荷传到机翼主承力部件上。负泊松比蜂窝作为一种新型超材料,具有质量轻、相对密度小、比强度和比刚度高、应力集中问题减少等优异的力学性能,为柔性蒙皮支撑结构设计提供了新的解决方案。智能材料/结构是指将驱动器、传感器及控制系统与母材相融合,除了具备普通材料的承载能力外,还能感知并处理内部和外部信息的新材料/结构<sup>[9]</sup>。利用智能材料设计的机构或结构具有质量轻、能量密度高、自驱动、可大变形、自适应等特点,更容易实现飞行器的变形<sup>[10]</sup>。它可以大大降低变形机构带来的负面影响,提高可变形机翼飞行器的综合性能。因此智能材料在变体飞行器领域得到了广泛的关注,主要包括形状记忆聚合物(SMP)、形状记忆合金(SMA)、压电复合材料等在变体飞行器上的应用。目前多是对柔性变形翼结构的概念、工艺制造、材料性能和试验结果进行讨论,很少对柔性变形翼结构设计、建模与分析方法进行讨论。本文对柔性蒙皮、蜂窝支撑结构、形状记忆合金、压电材料等新型智能材料在柔性变形翼结构设计、建模与分析方法进行讨论。最后提

出现有柔性变形翼结构设计、建模与方法存在的问题,以及未来可能的研究方向。

## 1 柔性变形翼结构设计相关进展

柔性变形翼飞行器要求蒙皮在变形方向上具有大变形能力,保证机翼表面的连续、光滑、气密性并且没有塌陷,对驱动器能力的需求较弱,要有足够面外刚度。初期的设计方案是采用橡胶类材料制造柔性蒙皮。橡胶类材料虽然满足气密性、柔性、大变形要求,但是由于其弹性模量较低,使得其难以承受飞行过程中较高的面外气动载荷。就出现了复合式蒙皮方案即在橡胶蒙皮承力方向增加增强项或者设计不同纤维铺设方向来控制复合材料的性能达到柔性蒙皮的需求。橡胶类蒙皮配合蜂窝支撑结构也是一种柔性蒙皮的解决方案。此外柔性变形翼飞行器的性能还依赖于驱动器和变形机构。驱动器为变形机构提供动力,驱动器需具有瞬间较高输出能力;同时驱动器及相关变形机构需要质量轻,能耗低。由于满足以上要求,基于形状记忆合金/形状记忆聚合物,压电材料的设计方案是柔性翼驱动器和变形机构常用设计方案。本节主要对柔性蒙皮及其支撑结构的设计,基于形状记忆聚合物、形状记忆合金的柔性变形翼驱动设计等几部分展开讨论。

### 1.1 柔性蒙皮与其支撑结构的设计

美国NextGen公司<sup>[11]</sup>以硅橡胶为基体材料针对变后掠翼无人机提出一种柔性蒙皮方案。为了克服橡胶蒙皮的承载能力弱的问题,在橡胶蒙皮下方植入铝片构成的加强肋来提高蒙皮的刚度。Murray等<sup>[12]</sup>将内部可充压的柔性基体复合材料管在橡胶基体中作为柔性蒙皮,通过调节管内压力改变蒙皮的刚度和形状,如图1所示。哈尔滨工业大学吴瑞等<sup>[13]</sup>研制了一种适于剪切变形的柔性蒙皮,该蒙皮采用平行的碳纤维杆提高蒙皮的面外变形能力,同时利用凯芙拉纤维线垂直碳纤维排布,以抑制蒙皮在剪切变形时产生的褶皱的出现。但以上橡胶蒙皮植入加强筋的方案承受气动载荷能力依旧有限,只能进行低速飞行<sup>[14]</sup>。Gandhi等<sup>[15]</sup>提出了一种柔性基体纤维增强复合材料变形蒙皮,该设计中纤维铺设角与蒙皮变形方向成一定角度,当蒙皮拉伸或压缩时,由于存在明显的泊松效应机翼会产生整体变形,就有了负泊松比或零泊松比大变形材料的需求。

基于以上理念,Olympio等<sup>[16-17]</sup>采用硅橡胶作为外层蒙皮,采用不同形状的蜂窝为其支撑,如图2所示。通过对蜂窝几何参数、分布规律和弹性蒙皮材料的分析优化,提出了六边形混合蜂窝与V形蜂窝两种不同的结构,在实现零泊

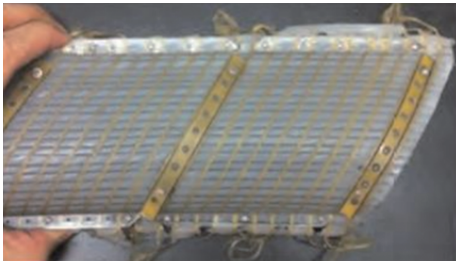


图1 碳纤维杆增强柔性蒙皮结构

Fig.1 Carbon fiber rod reinforced flexible skin structure

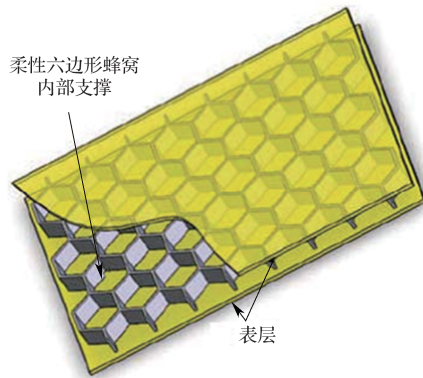


图2 带有蜂窝支撑结构的柔性蒙皮

Fig.2 Flexible skin with honeycomb support structure

松比的同时,实现蒙皮刚度的最大化。Bubert等<sup>[18]</sup>设计了一种针对机翼可变展长需求的一维变形的柔性蒙皮。这种蒙皮材料采用了低面内刚度的硅橡胶-碳纤维复合材料蒙皮以及具有高面外刚度的零泊松比蜂窝作为支撑结构组合而成。这种设计使得机翼的变形可达到100%,但只可用于机翼展向变形。美国马里兰大学Henry等<sup>[19]</sup>对SMP的负泊松比蜂窝结构进行了有限元分析和试验研究,结果表明,结构的变形会带来较大的面外法向承载能力损失,即柔性蒙皮面内变形能力与面外承载能力是矛盾的,如何找到满足需求的设计点成为柔性蒙皮设计中的重要问题。中国科学技术大学吴金玺<sup>[20]</sup>研究了一种变形和承载兼顾的超弹性柔性蒙皮,该柔性蒙皮由蛇形手环手风琴蜂窝构成的结构夹层与结构层上下表面附着的弹性蒙皮结合而成。南京航空航天大学程文杰等<sup>[21]</sup>设计并分析了一种具有零泊松比特性的十字形混合蜂窝支撑的柔性蒙皮结构。结果表明,这种材料质量轻、易驱动、满足机翼的柔性变形要求。哈尔滨工业大学陈以金等<sup>[22-24]</sup>基于有限元法仿真和试验测试对零泊松比变形蒙皮进行了研究,验证了零泊松比蜂窝结构的面内变形能力和面外承载能力更能满足柔性蒙皮变形需求。

因此,现有柔性变形翼飞行器采用加入增强项和加入可变形的支撑材料/结构两种方式来提高大变形柔性蒙皮的强度、刚度、稳定性。

## 1.2 基于智能材料的柔性变形翼驱动设计

### 1.2.1 基于形状记忆聚合物、形状记忆合金的柔性变形翼驱动设计

在美国国防预先研究计划局(DARPA)提出的MAS计划中,洛克希德-马丁公司提出一种由SMP制成的柔性折叠翼,利用SMP的热效应实现机翼的变形。机翼展开为飞行器在起飞或巡航阶段提供了更高的升力;而机翼折叠为高速冲击或机动飞行阶段提供更低的阻力。由于多次循环试验后,合金丝发生断裂,导致该蒙皮无法继续变形。哈尔滨工业大学孙健等<sup>[25]</sup>使用SMP制作后缘变弯度机翼蒙皮,并进行风洞试验数据与理论计算比较,得到了后缘变弯度机翼的特征,并对SMP在气动载荷下的加热问题进行了研究。形状记忆聚合物可变刚度的特性确实满足变形蒙皮的要求,但该材料加热特性、回复率特性、抗撕裂性等性能有待进一步研究与改进。意大利那不勒斯大学Barbarino等<sup>[26]</sup>提出由记忆合金丝驱动的多关节柔性机翼结构方案,在记忆合金丝的驱动下,实现整个机翼弦向弯度的变化。如图3所示,Sofla等<sup>[27]</sup>将SMA合金丝集成到仿生脊柱结构中制作了一种变后缘弯度机翼,这种变后缘弯度机翼概念可以提供较大的弯曲自由度,但存在系统复杂度高、变形中容易失稳的缺点。2006年,兰利实验室采用仿生学设计原理模仿海鸥飞行时展向弯度的改变研制一种超椭圆翼,该机翼利用形状记忆合金丝等驱动机翼变形,使机翼完成展向弯曲变形<sup>[28]</sup>。Georges<sup>[29]</sup>采用SMA驱动器和一种柔性面板设计了一种变弯度机翼,其中柔性面板作为上翼面的柔性蒙皮来实现弯度变化,前缘、下表面以及后缘均为刚性。其弯度形变量取决于偏置弹簧、SMA单元和柔性拱背的协调变形。西北工业大学Gu Xiaojun等<sup>[30]</sup>提出了一种基于SMA的新型可变形机翼构型和拓扑结构。通过优化智能驱动器的布局和机翼结构的拓扑,最终构型能够实现光滑、连续、精确的几何变化,改善了SMA屈曲和驱动力有限的问题。李飞<sup>[31]</sup>提出了一种基于SMA驱动的多关节式变弯度机翼设计。多关节之间由丝状SMA连接驱动,但由于多段SMA的实时温度控制的困难与承载性差的问题,导致此变弯度机翼的承载性不强,同步实时控制性也不高。中国民航大学张芳芳等<sup>[32]</sup>对形状记忆合金纤维增强的形状记忆聚合物复合材料(SMPC-SMA)的力学特性进行研究,建立了相关本构模型,进行了可变形机翼后掠自适应变形的有



限元分析和试验验证。SMA的优点是能量密度较高、弹性好;与SMP相比,SMA材料具同样存在反应较慢、冷却机制复杂和不能自锁等问题,而且制造工艺复杂,价格更为昂贵。为了跳过SMA的冷却过程,使机翼在变形后迅速回复,Icardi等<sup>[33]</sup>提出了一种基于SMA的变弯度机翼方案。利用两个通过离合器与定位压电电机连接到翼肋上的同轴SMA驱动管,其中外管控制向下的运动,内管控制向上的运动。工作时,可以通过离合器来控制哪根管子加热,哪根管子不加热,进而实现特定方向的变形。



图3 基于仿生脊柱结构的变后缘弯度机翼

Fig.3 Variable trailing edge camber wing based on bionic spine structure

虽然现有很多学者对基于形状记忆聚合物、形状记忆合金的柔性变形翼驱动机构进行设计与试验验证,但是基于以上材料的变形机构的力学性能亟待进一步的改进,以满足实际的工程应用。

### 1.2.2 基于压电材料的柔性变形翼驱动设计

美国弗吉尼亚理工大学 Bilgen 等<sup>[34-35]</sup>设计了一架带有采用宏纤维复合材料(MFC)变弯度能力的微型飞行器并进行了风洞试验,结果表明,MFC片能够提供一定的对称或非对称驱动力,以及滚转和俯仰力矩。基于MFC连续的变形翼面较常规翼面具有更佳的阻力特性。

南京大学 Liu Weidong 等<sup>[36]</sup>设计了一种分布式布局的机构实现连续变形,适用于低马赫数的小型无人机。利用超声电机转矩大、体积小、重量轻、自锁、响应快等优点,将超声电机驱动的平行四边形连杆机构应用于变弯度机翼,驱动后缘。

基于图4所示的压电变形柔性机翼概念,Pankonin等<sup>[37]</sup>提出了一种可变形后缘方案,将多个贴有MFC后缘结构模块沿着机翼展向布置形成可变形后缘。由于各个后缘模块相互独立,机翼沿着展向和弦向发生连续光滑的变形对气动没有影响。利用MFC的逆压电效应使机翼产生弯曲变形。以提升飞行器滚转速率和承受气动载荷能力为目

标,对MFC的布置位置、数量、MFC自身尺寸和不同形状机翼等主要参数进行了优化。Ofori-Atta等<sup>[38]</sup>设计的柔性蒙皮,使用基于FMC的弹性面板作为机翼的表面,使用蜂窝材料作为支撑结构。该FMC材料由碳纤维增强材料和弹性体材料构成,通过改变纤维的铺层方向可以调整FMC的等效力学性能,满足不同场景的需要。

形状记忆聚合物、形状记忆合金驱动能力强、输出力和驱动位移大,但是由于采用温度控制,响应速度慢和可控性差。而压电材料由于通过电压驱动,因此响应速度、响应带宽、可控性都远远高于形状记忆合金,但在驱动位移和力上远小于形状记忆聚合物、形状记忆合金。

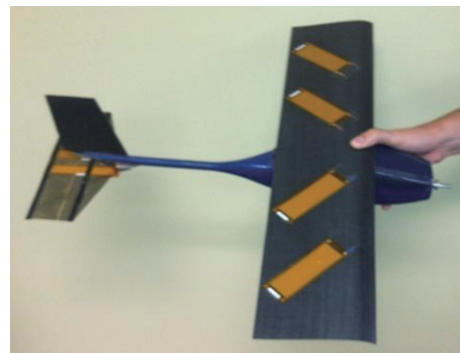


图4 基于压电变形的柔性机翼

Fig.4 Flexible wing based on piezoelectric deformation

## 2 柔性变形翼结构建模与分析

以上柔性变形翼设计主要涉及柔性蒙皮及其相应蜂窝支撑结构,基于形状记忆聚合物/形状记忆合金的驱动部件,以及压电材料的驱动部件。对于蒙皮类材料,基本建模为板,通常采用复合材料层合板理论,弹性力学理论以及有限元方法进行仿真分析,并采用试验方法进行验证。蜂窝材料/结构为拓扑阵列排列下的若干胞元结构组成的网状物,其主要建模分析方法为材料胞元理论、材料力学等效理论以及有限元方法。基于形状记忆合金/形状记忆聚合物的驱动部件通常建模为杆件或板,其主要建模分析方法为Euler-Bernoulli梁理论、本构分析法、复合材料纤维体积分数法,并采用试验方法进行验证分析方法的有效性。基于压电材料的部件通常建模为板或者梁,采用层合板理论,Euler-Bernoulli梁理论进行建模分析,并采用有限元和试验法对其结果进行验证。本节主要对复合式蒙皮结构的建模分析方法、蜂窝支撑材料/结构的建模分析方法、基于形状记忆合金/形状记忆聚合物部件的建模分析方法、基于压电



材料的部件的建模分析方法等几部分展开讨论。

## 2.1 复合式蒙皮结构的建模与分析

针对柔性机翼变形方向低面内刚度、垂直变形方向高刚度和高面外气动载荷承受能力的需求, Murugan 等<sup>[39]</sup>提出在柔性高应变基体材料中添加高强度纤维的复合方案。添加一定预紧力的纤维与机翼变形的方向是相互垂直的, 这既保证了气动承载能力又保证了变形方向的低驱动成本。此方案适用于一维机翼变形的场景(如变弯度), 添加预应力的作用在于限制在气动力作用下的机翼的偏转。在此研究中首先通过体积分数法进行弹性模量和剪切模量的估算, 进而利用最小势能原理建立在气动力载荷下的位移的弹性力学偏微分方程, 对气动力载荷下的位移相应进行估算。通过搭建试验平台进行相关位移和载荷间关系的试验, 计算结果和试验结果比较接近。基于以上设计理念, 聂瑞等<sup>[40]</sup>根据柔性蒙皮的基本假定及使用条件(即内张力不能全部为压力), 基于层合板理论推导出本构关系。采用增量关系对蒙皮非线性力学特性进行分析, 得到了瞬态弹性模量与应变能模型, 并通过试验对理论模型进行验证。结果表明, 采用纤维增强弹性体方法设计的蒙皮不同方向的弹性模量相差多个数量级, 同时在变形量小于 40% 的条件下, 具有稳定的应力应变关系。在此项研究中另外一个重要的结果是: 纤维丝机体是扭曲的, 因而纤维之间相互接触。随着拉伸循环次数的增加, 纤维之间的相互接触减弱<sup>[41]</sup>, 因此对于相同应变条件下, 初始加载时应力较大, 在多次加载后, 应力会逐渐变小并趋于固定曲线。

以上研究中假定纤维铺设都是沿着垂直于变形方向的, 然而这个设计很难满足实际的强度要求。Murugan 等<sup>[42]</sup>提出了采用曲线或多层不同角度的铺层方式进行柔性蒙皮设计。首先采用层合板理论进行位移和载荷直接的关系建模, 继而采用有限元方法进行分析验证。最后, 建立以满足强度和刚度条件为约束, 以面内变形最大、面外变形最小为目标的多目标优化问题。结果表明采用曲线铺层和多层离散角度铺层都可以大大改善柔性蒙皮的性能。如图 5 所示, 邹婷婷<sup>[43]</sup>设计了一种由半圆弧周期性排列而成的圆弹簧纤维复合材料。基于层合板理论采用代表体元法推导了单层板各项等效弹性系数。在此基础上, 对 4 层对称层合板的面内拉伸行为和面外弯曲特性进行了分析。采用有限元仿真验证以上层合板模型的正确性, 并研究层合板弹性系数和材料性能参数以及层合板厚度对于柔性蒙皮弯曲和拉伸性能的影响。

现有分析方法大多数是基于体积分数法进行弹性模量

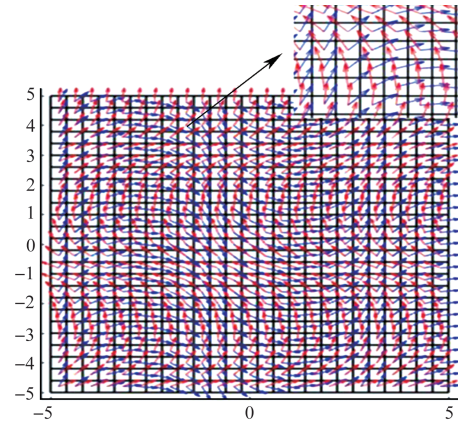


图5 圆弹簧铺设模型

Fig.5 Circular spring laying model

和剪切模量的估算, 进而采用层合板理论进行计算, 建模与分析方法有待创新发展。

## 2.2 蜂窝支撑材料/结构的建模与分析

现有蜂窝支撑材料/结构的建模与分析主要分析方式为基于材料力学理论或弹性力学理论, 推导出材料结构的等效弹性模量解析表达式, 并采用有限元方法或试验测试方法进行验证。

为了提高柔性蒙皮的面外刚度, 同时保持面内变形能力, 张平等<sup>[44]</sup>针对后缘变弯度机翼, 设计出一种四边形柔性蜂窝结构, 根据材料力学理论推导出面内等效拉伸弹性模量, 并讨论了在载荷固定情况下各个参数对变形的影响。程文杰等<sup>[21]</sup>提出一种用十字形可变形蜂窝支撑硅橡胶面板的复合柔性蒙皮设计方案, 采用梁理论分析了十字形蜂窝的变形机理, 推导了以蜂窝形状参数为变量的其面内和面外方向的拉压刚度的关系式。针对机翼后缘变形问题, 提出考虑十字形蜂窝的形状参数和面板厚度的优化设计方法。

考虑到由于传统材料的泊松效应使得机翼变形会引起蒙皮鼓包或者塌陷, Olympio 等<sup>[16]</sup>提出了混合型蜂窝设计方案与 V 形蜂窝设计方案。通过正负泊松比结构周期混合与其设计参数的调整来实现支撑材料的零泊松比。基于材料胞元理论, 推导出两种材料结构的等效弹性模量和泊松比解析表达式。在此技术上研究了不同蜂窝角对等效弹性模量的影响, 并采用有限元进行仿真对比。结果表明, 采用解析表达式计算结果与有限元分析得到的结果非常吻合。

在参考文献[16]的研究启发下, 刘卫东等<sup>[45-46]</sup>提出了一种余弦蜂窝柔性伸缩蒙皮支撑结构(见图 6)方案, 对比混合型蜂窝设计方案和 V 形蜂窝设计方案, 此方案可以进一步

改进来提高变形效率,减少变形能量消耗。首先基于材料力学理论,推导出材料结构的等效弹性模量解析表达式,接着采用有限元方法进行验证。然后对余弦蜂窝结构的设计参数对等效弹性模量和等效弯曲模量的影响进行了讨论。对比现有的集中蜂窝支撑结构构型,余弦蜂窝支撑结构可以产生更大的面内变形和承载更高的面外载荷。

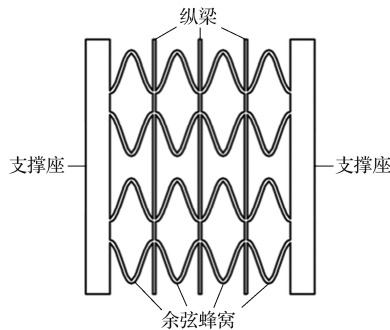


图6 余弦形柔性伸缩蒙皮支撑结构

Fig.6 Cosine shaped flexible telescopic skin support structure

黄建<sup>[47]</sup>提出了新型零泊松比蜂窝结构,并对其力学性能和在机翼上的应用进行了研究。基于材料力学理论建立了面内拉伸模量、面内剪切模量、弯曲模量的理论模型和有限元模型,分别采用单轴拉伸试验和斜轴拉伸试验对理论模型和有限元模型的精度进行验证,以及对材料零泊松比特性进行验证。结果表明,理论模型和有限元模型都可以用来预测不同几何参数条件下蜂窝结构的面内和弯曲力学性能。以蜂窝结构的面外平压刚度和横向剪切刚度为设计目标进行轻量化设计,分别开展了单刚度和多刚度拓扑优化,建立了单刚度和多刚度拓扑优化数学模型,并对优化结果进行几何处理,得到了蜂窝结构轻量化设计。继而以硅橡胶为基体、氨纶编织和碳纤维杆为增强相设计了一种具备超弹性变形能力的零泊松比柔性蒙皮,对其进行平面拉伸试验和抗撕裂性能测试;之后将气动肌纤维和新型零泊松比蜂窝结构相结合制作具备承载-变形-驱动一体化能力的双向弯曲主动蜂窝结构,将零泊松比柔性蒙皮和主动蜂窝结构和机翼其他构建进行组装形成可变弯度机翼测试件,进行相关试验测试。测试结果表明,此机翼可以产生较大的向上/向下变形,并且可承受足够的面外载荷。

### 2.3 基于形状记忆合金/形状记忆聚合物的柔性变形翼部件建模与分析

形状记忆合金/形状记忆聚合物的本构关系与加载条件相关,具有非线性和不确定性。在柔性变形翼部件建模与分析中要充分考虑以上问题,可以采用非线性建模理论

或者神经网络方法进行建模,并基于试验对建立的力学模型进行修正。

形状记忆聚合物是一种温度控制的变刚度材料,纯形状记忆聚合物在大多数状态下呈现出脆性,会沿着张力形成的微裂纹迅速撕裂。由于这些缺点,使得应用形状记忆聚合物不够安全和可靠。常常需要组合其他材料使用。如图7所示,陈善博<sup>[48]</sup>基于湿法缠绕工艺结合碳纤维和形状记忆聚合物,设计并制作出一种具有变刚度能力的SMP变刚度管。利用以上的SMP变刚度管和硅橡胶制造了柔性变刚度蒙皮样件。利用有限元法对以上柔性蒙皮常温及高温下的承载能力进行了模拟,通过改变蒙皮的几何参数讨论了不同参数对蒙皮刚度的影响,并搭建试验系统验证该柔性变刚度蒙皮的有效性,试验表明该蒙皮在低温下具有良好的承载性能和回复性能,并且高温下具有很好的变形能力,满足设计要求。

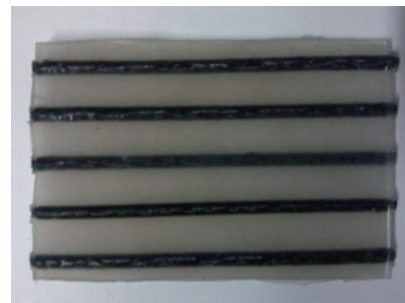


图7 余弦形柔性伸缩蒙皮支撑结构

Fig.7 Cosine shaped flexible telescopic skin support structure

基于以上形状记忆聚合物与橡胶蒙皮组合的理念,张芳芳<sup>[32]</sup>基于相变理论的构建应用在变形机翼上的形状记忆聚合物本构模型,建立了形状记忆过程中不同加载条件下的SMPC-SMA的力学模型。在不同载荷条件下,比较纯SMP、纯SMA和不同纤维体积分数的SMPC-SMA的机械行为和形状记忆能力。通过将复合材料的微观力学与致密SMP的相变本构模型相结合,给出了一种基于相变理论SMPC-SMA的本构模型。通过结合给定的本构模型和材料参数,包括冷冻分数、弹性模量和玻璃化转变温度等,模拟了这种材料在不同加载条件下的力学行为的数值结果并通过数值模拟讨论了不同孔隙率对此类材料特性的影响。结果表明,相比纯SMP和纯SMA,SMPC-SMA表现出不同的机械行为和磁滞回线。此类材料可以保持正常的形状记忆效应,降低噪声并隔离热量。随着孔隙率的增加,SMPC-SMA材料的强度有所降低。最后搭建试验系统对



以上结论进行验证。

孟军辉<sup>[49]</sup>提出一种结合形状记忆合金的新型负泊松比柔性蒙皮支撑结构设计方案。针对形状记忆合金理论本构模型存在模型参数确定的复杂性、模型公式推导未考虑加载条件变化对材料本构关系影响等问题,基于力学试验结果和深度神经网络模型构建材料本构关系,为形状记忆合金本构关系研究提供了一种新思路。继而针对内凹六边形蜂窝结构弹性模量与材料模量相比明显降低的问题,从负泊松比结构拓扑形状和变形机理出发,提出了构建胞元结构模型并施加周期性边界条件进行分析;建立不同夹角和斜/纵肋杆厚度比对应的胞元模型并进行有限元仿真。对胞元结构进行优化最终得到一种主要承受轴向载荷的新型刚度优化三角形拉胀结构。结果表明,该结构能够兼顾大变形能力、承载能力和轻量化等设计需求,同时保留了形状记忆合金的超弹性效应;此外,通过调整胞元肋杆间的夹角和厚度比,可实现对结构弹性模量和泊松比的快速精准调节,提高了变体飞行器柔性蒙皮结构设计的灵活性。

由于宏纤维复合材料和记忆合金的高能量密度特性,Mukherjee等<sup>[50]</sup>提出基于宏纤维复合材料和记忆合金的变形机构驱动器设计方案。采用非线性 Euler-Bernoulli 梁理论进行建模,特别是热机械和机电本构行为纳入非线性梁理论。研究了在通电状态下 SMA 线的磁滞现象和 MFC 的非线性驱动特性,并通过复合材料和最小势能理论推导了材料的本构关系和等效弹性模量。最后,通过试验验证模型的正确性。试验结果表明,通过模型和试验获得的结果非常一致。

## 2.4 基于压电材料的柔性变形翼部件建模与分析

基于压电材料的柔性变形翼部件适合于小型的无人机、高空长航时无人机等,用于取代传统的副翼结构。其最大的优势在于气动效率高、结构重量轻、响应速度快。其主要分析方法是针对不同使用场景,将压电材料结构建模为伯努利梁,或基于均匀化方法将压电纤维复合材料建模为有限元平板,继而引入边界条件进行求解。

典型压电材料驱动的可变后缘柔性自适应机翼,包括贴在机翼柔性蒙皮上的压电材料和与之相配合的柔性翼肋结构。Erturk等<sup>[51]</sup>以线弹性 Euler-Bernoulli 理论为基础,推导出包含压电效应的压电机翼蒙皮结构动力学方程;同时推导出考虑位移的电学耦合方程,并采用模态叠加法对多周期激励下压电材料机翼振动问题进行求解,采用试验方法验证以上系统方程的正确性。本研究提出的模型可以成功地预测 MFC 系统的耦合动力学。

刘宽<sup>[52]</sup>对包含压电材料结构静态强度变形的主动控制问题进行了研究。推导出压电悬臂梁结构的本构关系,并利用以上本构关系建立了悬臂梁结构有限元模型,采用载荷比拟法得到了 MFC 作动器的驱动载荷。搭建了压电材料变形主动控制试验平台,讨论了不同加载电压下的悬臂梁的弯曲变形效果,验证有限元模型的有效性。结果表明,数值计算和试验结果呈现出较好的一致性,结构的变形和加载电压近似呈线性关系,但在高电压区域 MFC 的压电常数存在着非线性行为。如图 8 所示,李承泽<sup>[53]</sup>考虑到压电智能结构在发生大变形时的几何非线性现象,采用大变形理论分析压电材料构成的柔性机翼很有必要。设计一种基于压电材料驱动的可变后缘柔性自适应机翼,并展开了详细的研究。基于压电智能结构介绍了有限元法对几何非线性问题的求解方法和求解流程。基于均匀化理念完成了对压电纤维复合材料的有限元建模:将非均匀的压电纤维复合材料等效成均匀的压电陶瓷材料进行建模,并采用热比拟法对压电材料的驱动特性进行仿真。热比拟法的优势在于建模方便、施加温度载荷步骤简单、可实现多层压电材料的铺层。计算其宏观力学、压电、电学参数,将其等效为普通压电陶瓷材料进行建模的方法是有效且足够精确的。

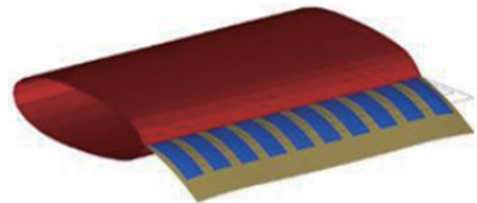


图8 压电自适应后缘

Fig.8 Piezoelectric adaptive trailing edge

为了研究压电变形柔性机翼的气动性能,韩卓等<sup>[54]</sup>首先针对 MFC 压电片的结构特点,建立压电复合柔性翼结构的力学模型,推导出柔性翼扭转变形量和压电材料输入电压之间的数学关系。搭建了基于压电材料的柔性翼主动变形驱动试验平台,以直观的方式观察了 MFC 压电片在不同电压下的驱动变形位置,验证模型的正确性,定性地验证了 MFC 驱动主动变形的可行性,并通过与传统舵机操纵面相比较,验证 MFC 驱动机构可以代替副翼功能用于低速飞行器的结论,而且响应速度更快。

## 3 结论

未来飞行器设计将面临空域、速域不断扩大,任务适应性要求不断提高的严峻挑战,变体飞行器可为提高飞行性

能、扩大飞行包线提供新思路与新方法。采用柔性蒙皮配合相应的支撑结构成为克服传统变体飞行器缺点的主要解决方案。柔性变形翼能够在不破坏翼面连续性的情况下提高机翼的升阻比,改善翼面的气动特性。柔性翼的主动变形能够增强小型柔性翼飞行器的稳定性和机动性。通过降低驱动机构的重量,来降低全机的重量。可以降低变体部件的交界面突变或缝隙带来额外的气动噪声和振动激励。

现有设计大多停留在在方案阶段,尽管进行了模型加工测试,但是距离实际应用还很远。柔性蒙皮变体飞行器的研究还处于初始阶段。现有的橡胶蒙皮和记忆合金或碳纤维增强材料,由于强度和适应性的限制远远没有达到实用的要求,如对于驱动器的轻质、大驱动力、快速响应、高精度、循环响应快的需求还远远没有达到。现有材料只能满足几点,不能同时满足全部需求,而且还存在容易发生破坏、磁滞、不容易控制等缺点。现有试验都是在良好室内条件下进行测试,并没有在低温、沙尘、雨水和冰雹等飞行条件下进行测试,很难发现材料或结构潜在的缺陷。

现有柔性变形翼结构建模与分析方法基本局限于线弹性力学理论、等效弹性模量理论、层合板理论,线性有限元理论。很少有采用非线性理论对柔性变形翼结构进行建模分析。现有柔性变形翼结构建模与分析方法基本局限于静力学分析,很少对柔性变形翼结构进行动力学分析、气动弹性分析、阵风响应分析和疲劳蠕变分析。柔性变形翼结构设计中存在的多学科多目标优化问题鲜有研究。

柔性变形翼飞行器的设计、建模和分析方法仍然是飞行器相关领域研究热点。主要挑战有:在高温和低温环境下性能均表现优异的高环境适应性材料设计和加工方法;多稳态、大承载、快响应变构型机构和结构设计新方法,变构型高功重比驱动与高效传动新方法;考虑复杂环境影响下的柔性变形翼飞行器时变非线性动力学建模方法、柔性变形翼飞行器气动结构耦合特性建模与分析方法,在复杂气流下柔性变形翼飞行器的控制方法。同时很多问题亟待研究,如更优异的智能材料的制备和工业化方法;跨域过程中柔性变形翼飞行器的动态响应预测,柔性变形翼飞行器的最优控制方法。

**AST**

## 参考文献

- [1] Chu Lingling, Li Qi, Gu Feng, et al. Design, modeling, and control of morphing aircraft: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(5): 220-246.
- [2] Friswell M I. Morphing aircraft: An improbable dream[C]// Proceedings of the ASME 2014 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems, 2014: 1-7.
- [3] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22: 823-877.
- [4] Thill C, Etches J A, Bond I P, et al. Morphing skins[J]. Aeronautical Journal-New Series, 2016, 1129(112): 117-139.
- [5] 甄子洋, 刘攀, 陆宇平. 变体飞行器智能变形与飞行控制技术研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 995-1006. Zhen Ziyang, Liu Pan, Lu Yuping. Research progress on intelligent deformation and flight control technology [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 54(6): 995-1006. (in Chinese)
- [6] Olympic K R, Gandhi F, Asheghian L, et al. Design of a flexible skin for a shear morphing wing[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2010, 21(17): 1755-1770.
- [7] 冷劲松, 孙健, 刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 29-45. Leng Jinsong, Sun Jian, Liu Yanju. Application status and future prospect of smart materials and structures in morphing aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 29-45. (in Chinese)
- [8] 桑为民, 陈年旭. 变体飞机的研究进展及其关键技术[J]. 飞行力学, 2009, 27(6):5-9. Sang Weimin, Chen Nianxu. Research progress and key technologies of morphing aircraft [J]. Flight Mechanics, 2009, 27(6):5-9. (in Chinese)
- [9] 吴斌, 杜旭朕, 汪嘉兴. 变体飞机智能结构技术进展[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 13-30. Wu Bin, Du Xuzhen, Wang Jiaying. Smart structure technology progress of morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12):13-30. (in Chinese)
- [10] Sneed R, Smith R, Cash M, et al. Smart-material based hydraulic pump system for actuation of a morphing wing[C]. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, 2007: 14-23.
- [11] Bowman J, Sanders B, Cannon B, et al. Development of next generation morphing aircraft structures[C]. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, 2013: 349-358.



- [12] Murray G, Gandhi F, Bakis C. Flexible matrix composite skins for one-dimensional wing morphing[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2010, 21(17): 1771-1781.
- [13] Wu Rui, Sun Jian, Chang Zhizhong, et al. Elastic composite skin for a pure shear morphing wing structures[J]. *SAGE Publications*, 2015, 26(3): 352-363.
- [14] Andersen G R, Cowan D L, Piatak D J. Aeroelastic modeling, analysis and testing of a morphing wing structure[R]. *AIAA-2007-1734*, 2007.
- [15] Gandhi F, Anusonti-Inthra P. Skin design studies for variable camber morphing airfoils[J]. *Smart Materials and Structures*, 2008, 17(1): 1343-1350.
- [16] Olympic K R, Gandhi F. Zero Poisson's ratio cellular honeycombs for flex skins undergoing one-dimensional morphing[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2010, 21(17): 1737-1753.
- [17] Olympio K R, Gandhi F. Flexible skins for morphing aircraft using cellular honeycomb cores[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2010, 21(17): 1719-1735.
- [18] Bubert E A, Woods B K S, Lee K, et al. Design and fabrication of a passive 1d morphing aircraft skin[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2010, 21(17): 1699-1717.
- [19] Henry J, Pines D. A mathematical model for roll dynamics by use of a morphing-span wing[R]. *AIAA-2007-1708*, 2007.
- [20] 吴金玺. 超弹性蒙皮拓扑构型研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2014.
- Wu Jinxi. Study on topological configuration of hyperelastic material skin [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2014. (in Chinese)
- [21] 程文杰, 周丽, 张平. 零泊松比十字形混合蜂窝设计分析及其在柔性蒙皮中的应用[J]. *航空学报*, 2014, 36(2): 680-690.
- Cheng Wenjie, Zhou Li, Zhang Ping. Design and analysis of a zero poisson's ratio mixed cruciform honeycomb and its application in flexible skin [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 36(2): 680-690. (in Chinese)
- [22] 陈以金. 变体飞行器柔性蒙皮及支撑结构性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- Chen Yijin. Research on the performance of flexible skin and support structure of morphing aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [23] 刘凯宇. 可变形机翼柔性蒙皮蜂窝芯设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- Liu Kaiyu. Design and analysis of flexible skin honeycomb core for deformable wings [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [24] 熊继源, 戴宁, 叶世伟, 等. 力学超材料柔性后缘设计技术[J]. *航空科学技术*, 2022, 33(12): 81-87.
- Xiong Jiyuan, Dai Ning, Ye Shiwei, et al. Design techniques for flexible trailing edges of mechanical metamaterials[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2022, 33 (12): 81-87. (in Chinese)
- [25] Liu Yanju, Sun Jian, Leng Jinsong. Mechanical properties of shape memory polymer composites enhanced by elastic fibers and their application in variable stiffness morphing skins[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2015, 26(15): 2020-2027.
- [26] Barbarino S, Ameduri S, Lecce L, et al. Wing shape control through an sma-based device[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2009, 20(3): 283-296.
- [27] Sofla A Y N, Elzey D M, Wadley H N G. An Antagonistic flexural unit cell for design of shape morphing structures[C]. *International Mechanical Engineering Congress & Exposition*, 2004: 261-269.
- [28] Lazos B, Visser K. Aerodynamic comparison of Hyper-Elliptic Cambered Span (HECS) wings with conventional configurations[C]. *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2006: 2006-3469.
- [29] Georges T, Brailovski V, Morellon E, et al. Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extrados[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2009, 131(9): 091006-091014.
- [30] Gu Xiaojun, Yang Kaike, Wu Manqia, et al. Integrated optimization design of smart morphing wing for accurate shape control[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 34(1): 135-147.
- [31] 李飞. 飞机自适应机翼的驱动机构研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- Li Fei. Research on the driving mechanism of aircraft adaptive wings[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [32] 张芳芳. 可变形机翼形状记忆聚合物复合材料力学特性研究

- [D]. 天津:中国民航大学, 2022.
- Zhang Fangfang. Research on the mechanical properties of shape memory polymer Composites for deformable wings [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2022.(in Chinese)
- [33] Icardi U, Ferrero L. SMA actuated mechanism for an adaptive wing[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 24: 140-143.
- [34] Bilgen O, Kochersberger K B, Inman D J. Macro-fiber composite actuators for a swept wing unmanned aircraft[J]. Aeronautical Journal, 2009, 113: 385-395.
- [35] Bilgen O, Kochersberger K, Diggs E C, et al. Morphing wing micro-air-vehicle via macro-fibercomposite actuators[C]. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007: 23-26.
- [36] Liu Weidong, Zhu Hua. Research on variable camber wing driven by ultrasonic motors[C]. 2011 Symposium on Piezoelectricity, Acoustic Waves and Device Applications (SPAWDA), 2011: 5-8.
- [37] Pankonien A, Inman D J, Sodano H. Experimental testing of spanwise morphing trailing edge concept[C]//Proceedings of SPIE, 2013.
- [38] Ofori-Atta K P. Morphing wings using macro fiber composites [J]. Mcnair Scholars Research Journal, 2014, 1(10):1-12.
- [39] Murugan S, Flores E I S, Adhikari S, et al. Optimal design of variable fiber spacing composites for morphing aircraft skins [J]. Composite Structures, 2012, 94(5): 1626-1633.
- [40] 聂瑞, 裘进浩, 季宏丽. 变体机翼单向变形柔性蒙皮理论与实验研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(11): 115-121.
- Nie Rui, Qiu Jinhao, Ji Hongli. Flexible skins theoretical and experimental research for one-dimensional wing morphing[J]. Technology and Engineering, 2017,17(11): 115-121. (in Chinese)
- [41] Wasselynck G, Trichet D, Ramdane B, et al. Microscopic and macroscopic electromagnetic and thermal modeling of carbon fiber reinforced polymer composites[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2011, 47(5): 1114-1117.
- [42] Murugan S, Friswell M. Morphing wing flexible skins with curvilinear fiber composites[J]. Composite Structures, 2013, 99 (5): 69-75.
- [43] 邹婷婷. 用于自适应变形结构的柔性蒙皮设计与分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
- Zou Tingting. Design and analysis of flexible skin for adaptive deformable structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [44] 张平, 周丽, 邱涛. 一种新的柔性蜂窝结构及其在变体飞机中的应用[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 8.
- Zhang Ping, Zhou Li, Qiu Tao. A new flexible honeycomb structure and its application in the the structure design of morphing aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1):8. (in Chinese)
- [45] 刘卫东. 变形机翼关键技术的研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
- Liu Weidong. Research on key technologies of deformable wings [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [46] Liu Weidong, Zhu Hua, Zhou Shengqiang, et al. In-plane corrugated cosine honeycomb for 1D morphing skin and its application on variable camber wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 935-942.
- [47] 黄建. 新型零泊松比蜂窝结构力学性能及其变弯度机翼应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- Huang Jian. Research on mechanical properties of new zero poisson's ratio honeycomb structural mechanics and its application to variable camber wings [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [48] 陈善搏. 基于SMP变刚度管的变形蒙皮结构的性能分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- Chen Shanbo. Performance analysis of deformable skin structures based on SMP variable stiffness tubes [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [49] 孟军辉. 变体飞行器柔性蒙皮结构设计与力学性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015.
- Meng Junhui. Design and mechanical performance study of flexible skin structure for morphing aircraft[D]. Beijing: Beihang University, 2015. (in Chinese)
- [50] Mukherjee S A. Modeling of integrated shape memory alloy and macro-fiber composite actuated trailing edge[J]. Smart Materials & Structures, 2020, 29(8):1-25.
- [51] Erturk A, Bilgen O, Fontenille M, et al. Piezoelectric energy harvesting from macro-fiber composites with an application to morphing wing aircrafts[C]. 19th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, 2008: 1-21.



- [52] 刘宽. MFC 迟滞非线性分析和主动振动控制方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2017.  
Liu Kuan. Research on hysteresis nonlinear analysis and active vibration control methods of MFC [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2017 (in Chinese)
- [53] 李承泽. 压电纤维复合材料自适应后缘结构设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.  
Li Chengze. Design and analysis of adaptive trailing edge structure for piezoelectric fiber composite materials [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [54] 韩卓. 基于压电材料的小型飞行器柔性翼主动变形气动特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.  
Han Zhuo. Research on active deformable aerodynamic characteristics of flexible wings of small aircraft based on piezoelectric materials[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)

## Research Progress on the Design, Modeling and Analysis of Flexible Deformable Wing Structures

Li Qi<sup>1</sup>, Yang Yu<sup>2</sup>, Wang Zhigang<sup>2</sup>, Cui Long<sup>3</sup>, Zhang Feng<sup>3</sup>, Wang Hongwei<sup>3</sup>, Deng Yangchen<sup>4</sup>

1. Liaoning University, Shenyang 110036, China

2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

3. Shenyang Institute of Automation Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016, China

4. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

**Abstract:** The design of future aircraft will face severe challenges such as the continuous expansion of airspace domain and the speed domain, and the increasing requirements for the mission adaptability. The morphing aircraft can provide new ideas and methods for improving the flight performance and expanding the flight envelope. The use of the flexible skin combined with corresponding support structures has become the main solution to overcome the shortcomings of traditional morphing aircrafts. Firstly, the status of the research of flexible skin, honeycomb support structure, and other new smart material in the morphing aircraft design is reviewed. Then, the design, modeling and analysis methods of the flexible deformable wing structures in the existing literature are discussed. Finally, the existing problems in the modeling and analysis methods of flexible deformable wing structures and possible future research directions are proposed.

**Key Words:** morphing aircraft; flexible skin; modeling and analysis; support structure; smart material

---

**Received:** 2023-10-27; **Revised:** 2024-02-23; **Accepted:** 2024-04-26

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China(U2013208)