



电光与控制
Electronics Optics & Control
ISSN 1671-637X, CN 41-1227/TN

《电光与控制》网络首发论文

题目：变体飞行器结构关键技术及研究进展
作者：张家应, 黄可, 武冠振, 王晨, 聂瑞
收稿日期：2023-06-16
网络首发日期：2023-11-16
引用格式：张家应, 黄可, 武冠振, 王晨, 聂瑞. 变体飞行器结构关键技术及研究进展 [J/OL]. 电光与控制. <https://link.cnki.net/urlid/41.1227.TN.20231115.1120.006>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

变体飞行器结构关键技术及研究进展

张家应^{1a,1b}, 黄可^{1b}, 武冠振^{1b}, 王晨², 聂瑞³

(1.北京航空航天大学,a.强度与结构完整性全国重点实验室;b.航空科学与工程学院,北京 100000;

2.南京航空航天大学航空学院,南京 210000;

3.中国民用航空飞行学院航空工程学院,四川 广汉 618000)

摘要:变体飞行器由于其可以根据飞行任务、飞行环境以及飞行状态等工况的改变主动地调整自身状态,从而实现在不同任务下都可以保持最佳性能。柔韧性和承载性良好的一体化柔韧蒙皮、大功率作动器、轻量化高可靠性变形机构等智能柔性变形机翼技术是变体飞行器的重要支撑。为研究智能柔性变形机翼技术,在给出变体飞行器机翼主要变形方式的基础上,分析了变形机翼在变形蒙皮、驱动技术、变形机构等方面关键技术的研究重点和方法,指出了其发展展望。

关键词:变体飞行器;变弯度;变展长;变体翼尖;局部变形技术;跨速域变形

中图分类号:V224 文献标志码:A

Key Technologies and Research Progress of Morphing Aircraft Structure

ZHANG Jiaying^{1a,1b}, HUANG Ke^{1b}, WU Guanzhen^{1b}, WANG Chen², NIE Rui³

(1. Beihang University, a.National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity; b.School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing 100000, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210000, China;

3. College of Aviation Engineering, Civil Aviation Flight university of China, Guanghan 618000,China)

Abstract: The morphing aircraft is capable of actively adapting to changes in flight tasks, environment, and state, thereby maintaining optimal performance. Intelligent flexible deformable wing technology, which includes integrated flexible skin with good flexibility and load-bearing capacity, high-power actuators, lightweight and high-reliability deformable mechanisms, is a crucial component of morphing aircraft. This paper aims to investigate smart morphing wing technology by analyzing the different types of morphing wings, including deformable skin, drive technology, deformable mechanism. Additionally, the development prospects of the aforementioned areas are identified in this study.

Key words: morphing aircraft; variable camber; variable span; morphing winglet; local deformation; supersonic morphing

0 引言

随着现代科学技术的发展,人类对飞行器功能的需求不断向新的飞行高度、飞行速度和飞行距离的多方向发展,同时也逐步向空天一体、空海一体

全维度跨介质延伸。为了满足未来飞行器在各种复杂环境下可以实时地、微妙地调整自身的飞行状态,同时提高飞行器或者发射载体的普适性,现代飞行器在设计上已朝着可变形和智能化方向发展。变体飞行器能够在飞行过程中通过改变外形来

收稿日期:2023-06-16

修回日期:2023-11-12

基金项目:国家自然科学基金(12102017,92271104);北京市自然科学基金(1232014);航空航天结构力学及控制全国重点实验室(MCMS-E-0521Y02,MCMS-E-0522G02);南京航空航天大学人才资助经费(YQR22056)

作者简介:张家应(1989-),男,安徽肥东人,博士,副教授。

提高不同飞行状态下的性能,已成为未来十分有前景的飞行器设计技术。变体飞行器由于其可以根据飞行任务、飞行环境以及飞行状态等工况的改变主动的调整自身状态,例如外部布局,从而实现在不同任务下都可以保持最佳性能。为了满足这类新概念飞行器在飞行时,可以通过“大尺度地”改变自身结构形状以获得最佳工作性能的需求,变体结构的设计将成为保证飞行器完成各种变形功能的必要条件^[1-2]。

1 飞行器变形技术研究现状

变体飞行器能够通过感知飞行环境的变化,利用内嵌的驱动器或者智能材料,自适应地改变外部形状,以确保其最优飞行状态。随着材料科学、控制科学和信息科学等学科的发展,不同集成特性的变体飞行器,例如流致、气致,得到了非常广泛的基础研究,如图 1 所示。同时基于这类特性的变体飞行器结构也被大量的应用于变体飞行器设计、风洞试验和原理样机等方面。变体飞行器结构的使用为满足自适应形变、轻量化和简单化的结构设计方案提供了思路。利用这些特点可以减少运动部件的使用,使得结构利用效率更高,同时降低了不必要的摩擦损耗,适用于需要频繁切换的工况需求。

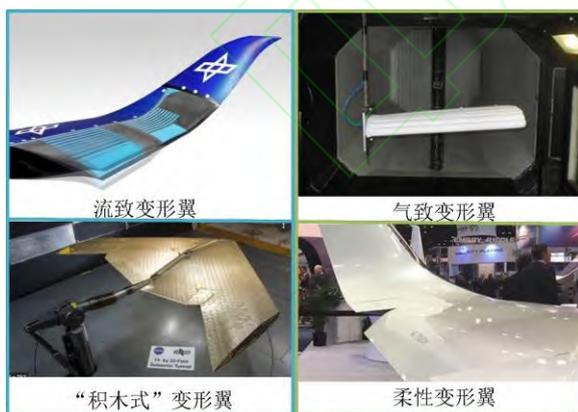


图 1 几类典型变体飞行器

Fig.1 Several types of typical morphing aircraft

变体飞行器的构型变化直接影响飞行器的零升攻角、翼型效率及气流分离等性能。在亚音速状态下,可以在不同的飞行条件下不断调整翼型几何形状,从而增加升阻比^[3]。变形的光滑程度越大,

气动增益就会越大。一些应用还实现了机翼上表面的小曲率变化,以增加飞机的跨音速性能^[4]。1973年,波音公司在 NASA Ames 实验室 14 英尺的跨声速风洞开展了可变弧度机翼的风洞试验。该机翼既有简单的铰链式前缘和后缘襟翼,同时也装配了可变弧度机翼。虽然相比于传统的离散型翼型在性能上得到很大改进,但该可变弧度机翼内部机械过于复杂难以工程应用^[5]。1979年, NASA Dryden 飞行研究中心研发了 AD-1 变体飞行器,可实现机翼围绕机身的纵轴旋转 $0^{\circ} \sim 60^{\circ}$ 。后掠角为 0° 时飞行器可以具有良好低速飞行特性。当飞行器进行高速飞行时,可以通过机翼旋转改变后掠角从而降低其飞行阻力,从而扩大飞行器的飞行包络^[6-7]。从 20 世纪 80 年代中期开始,波音公司、NASA 与美国空军三方合作推进了先进战斗机技术集成项目 (AFTI)。该项目通过对 F-111 机翼进行了适当的改进,将后缘机翼上表面改成玻璃纤维制成的柔性面板并由电动液压执行器控制。此外还集成了自动控制系统根据机翼外表面的气动压力分布完成机翼控制以达到优化性能的目的,并通过大量的飞行测试,发现该技术可以有效降低飞行器的飞行阻力^[8-10]。2003年,美国国防高级研究计划局 (DARPA) 提出了“变体飞行器结构” (Morphing Aircraft Structures, MAS) 计划,旨在通过先进设计实现实现多用途功能(如高速巡航,快速机动等)的同时降低燃料成本和提高性能^[11],如图 2 所示。美国的 Lockheed Martin 公司在该计划的资助下设计了一种 Z 型折叠变体飞行器。这种飞行器在变形过程中,飞行器展弦比的变化为 440%,机翼面积的变化可达到 145%,实现了飞行任务拓展,实时优化飞行性能^[12]。同期美国的 Raytheon 公司提出了伸缩翼变形的方案,通过结构滑动设计实现内藏机翼的伸缩增加了 50%的翼展,将巡航时间延长了近 75%^[13]。美国 NextGen 公司在该计划的资助下,通过利用滑动蒙皮的概念实现了机翼的构型变换,分别在机翼面积、展长、弦长以及后掠角实现了 51%、36%、110%、30 度的变化^[14]。

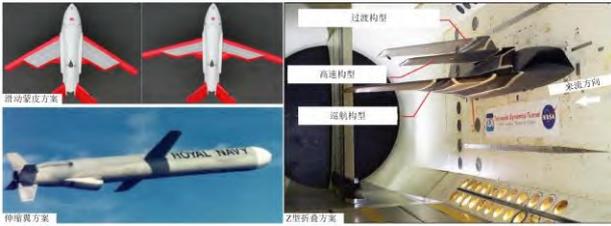


图 2 国防高级研究计划局变体飞行器结构计划

Fig.2 DARPA's MAS morphing aircraft project

与此同时, 欧洲也对变体飞行器的研究取得了一些进展。德国宇航中心(DLR)从 1995 年起通过德国航空研究计划、欧盟框架计划等支持下持续地对变体飞行器的结构进行了研究, 对不同原理的变形方案进行了试验和验证, 研究涵盖智能后缘、智能小翼、智能前缘、智能前缘缝翼等, 如图 3 所示^[15]。

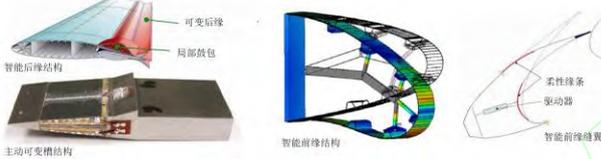


图 3 德国宇航中心变体飞行器方案

Fig.3 DLR's morphing aircraft project

基于欧盟框架计划的其他项目也得到了一些突破, CHANGE 项目(结合飞行包络数据和任务的变形机翼)实现了一种可以在起降高升力阶段增加弯度、高速飞行状态减小翼展、空中待命阶段增加翼展并减小弯度的技术。Novemor 项目(新型构型飞行器: 颤振到变体)研究了一类无缝、无铰接结构的变弯度机翼以减小未来喷气支线客机的噪声和阻力。MORPHLE(变形翼梢)研究了一种在飞行过程中利用变形机制改变形状的小翼, 通过利用低保真空气动力学和结构建模工具, 实现小翼的扭转、倾斜和变展长等变形方式。SARISTU(灵巧智能飞机结构)验证了机翼减阻、降噪、结构健康监控、减重和其它方面进行集成设计的技术。SMS 项目(智能变形与传感技术)通过利用形状记忆合金和压电作动器设计了电活性机翼, 能够实现光滑地改变弯度和抑制湍流。SABRE 项目(智能变体飞行器)通过利用多维度变形技术实现了变体旋翼系统设计, 项目目标是实现提高飞机的飞行效率, 降低燃油消耗约 15%, 以应对环境挑战, 实现绿色航空目标^[16]。

2 变体飞行器结构设计

虽然变体飞行器在飞行性能提升方面具有较大的优势, 但是其学科交叉性极强, 面临的前沿科学问题很多, 并且多学科相互耦合。CAMANILE 提出了变体结构的设计要求三角形^[17], 并提出在满足传递载荷和变形的同时, 还需要能够满足减重的要求。文献[18]总结了变体的概念, 并根据改变的几何参数对变体飞行器进行了分类, 为理解变体飞行器提供了一种简单的方法。BARBARINO 等^[1]对变体飞行器进行了全面的综述, 重点评述了不同的变形形式和特点, 并且根据不同的变形特点归纳为平面内变形、面外变形和翼型变形三种类型。综合现有的相关研究成果, 可以从大尺度、中等尺度和小尺度三个尺度来对变体飞行器结构技术进行分类: 分别涉及机翼展长、机翼后掠角、机翼面积和形状等大尺度的变化; 翼型弯度、翼型厚度和扭转等中等尺度的变化以及鼓包等局部发生变形, 即小尺度变体。

2.1 机翼变弯度设计

相较于传统飞行器的增升装置, 通过光滑连续改变机翼弯度的变弯度技术可以实现机翼弯度变化的同时保持气动表面的光滑与连续^[19]。光滑连续的机翼形状是层流机翼设计的基础, 因此相较于传统的分段翼型, 可以极大降低由于控制面不连续引起的流动分离和气动噪声^[20-23]。目前机翼变弯度主要分为变弯度前缘和变弯度后缘, 根据飞行工况的变化自适应地改变机翼形状以时刻保持最佳的气动效率, 在提高气动效率、降低燃油消耗、阵风减缓及气动弹性抑制等方面都有显著优势^[24-28]。

变弯度概念的起源可以追溯到莱特兄弟发明的第一架重于空气的飞行器, PARKER^[29]于 1920 年申请了第一批可变弯度机翼的专利, 该方案使用双翼梁将机翼分为三段, 两个翼梁中间的部分是柔性以实现变弯度。但是随着飞机载荷和飞行速度的增加使得机翼刚度不断增加, 材料、驱动的限制以及机械结构带来的额外增重限制了机翼变弯度技

术的发展^[19,30]。

随着智能材料、驱动手段和控制系统等先进技术的发展使得机翼变弯度技术得到进一步发展。1995年,DARPA开展了“Smart Wing”项目旨在验证基于智能材料设计的机翼变弯度技术的可行性,其目的是改善军用飞机的空气动力学性能和气动弹性性能^[31-32]。2000年,美国空军研究实验室(AFRL)和 FlexSys 公司研究了针对高空长航时飞机可变弯度后缘的柔性机翼,并基于柔性结构实现了低驱动功率下连续地几何形状变化^[33-34]。随后,KOTA 等进一步地完成了柔性自适应变形后缘襟翼与自然层流翼结合的飞行试验。该机翼于2006年在 Scaled Composites 公司的“白衣骑士”飞机上进行了全尺寸动态压力、全尺寸马赫数和缩小尺寸雷诺数的飞行测试。从飞行测试数据显示,扩展的“层流桶”能力允许飞机在整个任务期间通过不断优化机翼的升阻特性,实现了航程延长超过15%的目标。近年来,NASA 基于点阵结构并利用可编程材料的思想制备了大尺寸、符合结构设计要求的轻质机翼结构并且能够实现自适应形状外形以快速响应气动载荷^[35]。图4所示为上述各项目所设计的变弯度机翼^[8,31,33,35]。

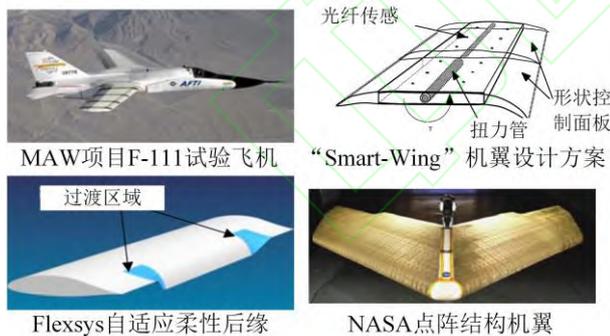


图4 国外各项目所研发的变弯度机翼

Fig.4 Morphing camber wing developed by abroad

以此同时,国内外许多研究机构和大学也在变体飞行器研究上获得了一定的进展。POONSONG 基于 NACA0012 翼型设计了一种可变弯度的多截面机翼模型。该模型的每根翼肋都被分为六个部分,每个部分在气动执行器作用下能够相对于前部分旋转最多 5° ,从而实现了弯度的变化。风洞试验表明,这类机翼产生的升力与参考翼型相当,但

由于蒙皮的高柔性导致了表面阻力较高^[36]。BAKER 等^[37-39]提出了一种利用柔性结构改变翼型弯度的方案。通过桁架结构支撑翼型的形状,通过使用组合驱动器来产生变形。这种概念非常适合利用记忆合金和压电陶瓷堆进行驱动的变后缘翼型。文献^[40-41]提出并发展了一种全新的变弯度机翼方案——鱼骨主动变弯度机翼 (Fishbone Active Camber, FishBAC),它是一款性能优越、结构简单的变弯度机翼,只需要很小的驱动能量就可以实现机翼在弯度上大幅度连续变化,并进一步围绕 FishBAC 的气动^[42-43]、结构^[44-45]和静气动弹性^[46]特性及分析方法,发现 FishBAC 与平面后缘襟翼相比阻力显著降低,在固定翼和旋翼飞行器的迎角范围内升力效率提高了 25%。随后文献^[47]基于前期工作进一步介绍了复合材料在改进 FishBAC 设计、分析和制造等方面的工作。文献^[48]启动了名为“Smart-X”的项目,旨在研究、制造和测试集成了智能传感、驱动和控制方法的智能变弯度机翼。文献^[49]设计了采用压电纤维复合材料 (macro-fiber composite, MFC) 为驱动器,碳纤维增强复合材料为承重件的智能机翼以实现其光滑连续变形。文献^[50]设计了基于偏心梁的机翼变后缘方案,并对结构驱动点数量和位置进行了优化分析。文献^[51]设计了基于交叉簧片式铰链的变弯度机翼机构,并对结构和气动外形进行了优化设计,并经过优化提高了机翼的气动性能。文献^[52]提出了一种并联机构驱动的变形翼,可实现后缘弯度和弦长的快速调节。同时对变后缘变形翼运动学、结构力学、气动力进行了分析,通过流固耦合仿真研究了不同飞行条件对变形翼变形过程动力学特性的影响,并研制了变形翼原理样机,验证了变形方法的可行性。图5所示为上述国内外高校及研究所提出的变弯度机翼设计方案^[40,47-51]。

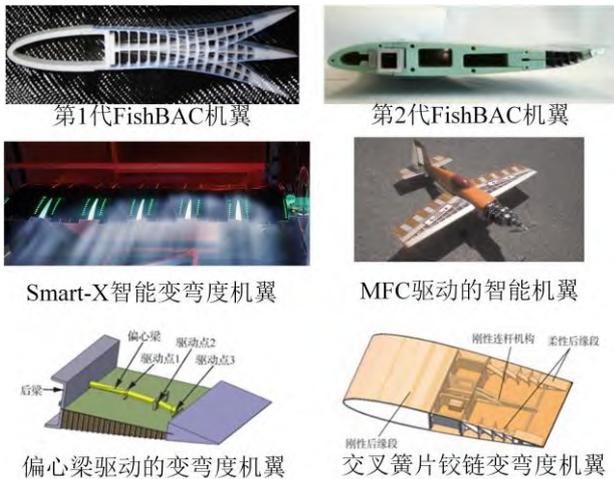


图 5 国内外高校和研究所提出的变弯度机翼设计方案
 Fig.5 The morphing camber wing design scheme proposed by universities and research institutes

2.2 机翼变展长设计

变展长机翼在改变展弦比和机翼面积具有较强的能力：当机翼向外伸展时，飞机获得良好的高升阻比以及长时间巡航能力；当机翼向内收缩时，飞机所受阻力减小，高速冲刺性和机动性得以增强^[53]。此外，当机翼非对称伸缩，即两侧机翼变形量不同时，飞机还可以获得额外的滚转力矩，提高其横航向操纵性^[54]。

图 6 展示了一些早期变展长机翼的设计方案。



图 6 早期可变展长飞机

Fig.6 Early variable span aircraft

其中最早由美国飞机设计师 VINCENT 提出，其设计制作且成功试飞了 GX-3 飞机，该飞机采用了一种同时改变机翼展长和弯度的设计方案^[55]。随后，俄裔工程师 MAKHONINE 设计制造了 MAK-10 变展长飞机，该飞机采用伸缩机构实现了展长由 13~21m 的变化，翼面积从 21m² 增大到 33m²^[56-57]。此后若干年相继设计出 MAK-123 和 FS-29 等多种变展长飞行器，但均由于变形机构过于庞大笨重而无法得到推广。

近年来，MESTRINHO 等^[58]设计了一种由复合

材料制成的变展长机翼，采用伺服电机驱动伸缩机构实现机翼展长的变化，并将其运用于小型无人机。LESIEUTRE 等^[59]设计了一种柔性的桁架单元代替传统机翼的翼梁和缘条以实现机翼展向的伸缩，具有广阔的应用前景。Raytheon 公司提出了一种用于导弹等飞行器上的伸缩翼方案，使导弹翼展增加 50% 并将巡航时间延长 75%，明显提升了导弹的最远射程^[60-62]。Lockheed Martin 公司设计了一种用于无人机的 Z 形折叠机翼方案，通过将靠近机身一侧的机翼面板折叠进机身的方式实现机翼面积和构型的改变，有效降低飞行器所占体积，满足多种飞行任务需求^[63-64]。KHEONG^[65-66]提出了一种可充气式机翼方案，其充气机翼段由氨纶材料制成，目前应用于小型无人机，可实现展弦比增加 150%。图 7 所示为三种现阶段典型的变展长机翼设计方案。

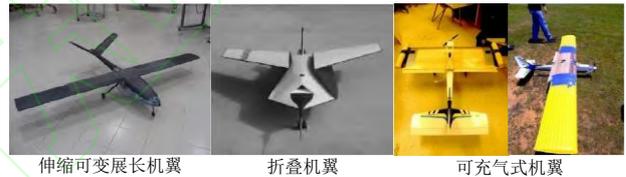


图 7 近年来新提出的变展长设计方案

Fig.7 Variable span design scheme

国内关于变展长机翼的研究起步较晚，但近年来国内很多高校在变展长机翼的可变形结构以及智能蒙皮等方面均取得了一定进展。李智等^[67]提出了一种采用菱形机构驱动的伸缩翼方案，可伸缩机翼段与外翼固结架连接，并通过板式导轨进行支撑和导向。王礼佳等^[68]设计了一种伸缩翼结构，采用多级伸缩的方式，在内部布置剪铰机构驱动机翼伸缩运动，并通过形状记忆合金丝改变后掠角大小，如图 8 所示。

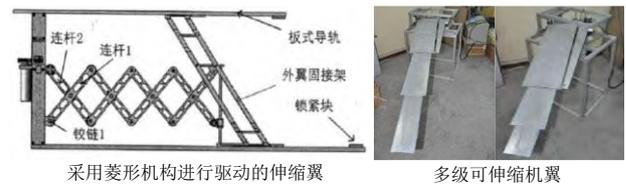


图 8 部分国内变展长机翼的研究成果

Fig.8 Domestic research of variable span wing

3 折叠翼尖技术

3.1 折叠翼尖的主要作用

机翼翼尖虽然只占机翼的较小部分，却可以对飞机的整体性能产生较大影响。民航客机与军用运输机可以通过加装翼梢小翼降低诱导阻力，从而降低燃油消耗，增加航程^[69]。波音 737NG 的飞行测试表明，在马赫数等于 0.78、升力系数等于 0.51 时，加装融合式翼梢小翼可以使得其阻力减少 3.2%^[70]。

通过翼尖折叠变形，主要可以起到以下四种作用。

1) 根据飞行器状态变化，自适应地调整翼尖的折叠角度，具有提高飞行性能、降低油耗的作用。欧盟 MORPHLET 项目中，搭建了折叠翼尖的多学科优化平台，对折叠翼尖开展了多学科优化，发现通过改变客机起降和巡航阶段翼梢小翼的折叠角度，可以使燃油里程提高 4.2% 至 6.6%；通过高保真仿真分析和风洞试验，验证了其对飞行器性能的提升作用，并搭建了折叠翼尖模型进行了演示验证^[71-73]，如图 9 所示^[71,72]。

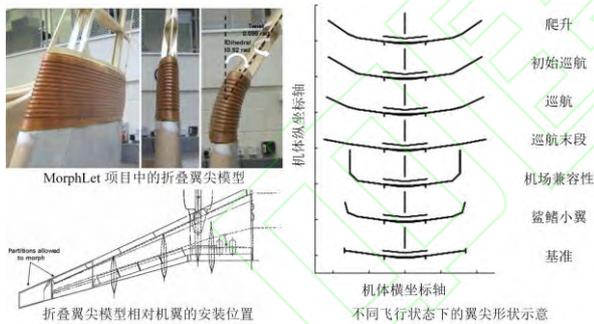


图 9 折叠翼尖模型示意图

Fig.9 Schematic diagram of folded wingtip model

刘志涛等^[74]研究了翼尖弯折对飞翼布局气动特性的影响，发现翼尖弯折可以解决使用阻力类方向舵航向增稳时造成的升阻比下降问题。

2) 通过两侧翼尖的不对称折叠，产生滚转力矩，实现对飞机姿态的控制。BOUNRDIN 等^[75]研究了飞翼布局飞行器通过翼尖变形实现控制的方法。通过仿真计算和风洞试验，两侧翼尖的不对称折叠，可以产生明显的滚转力矩，从而实现飞机的滚转控制。NASA 于近年开展了“展向自适应变形机翼(SAW)”项目，搭建了基于机翼外段折叠变形

的飞行平台；通过在飞行中折叠机翼外段，实现了飞机的飞行控制^[76]，如图 10 所示^[73,79]。

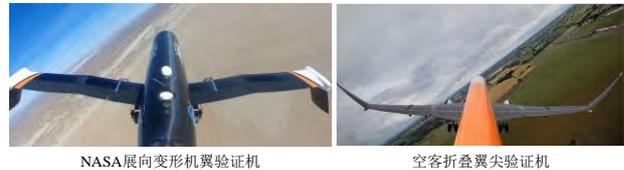


图 10 折叠翼尖验证机

Fig.10 Folded wingtip aircraft

3) 在空中遇到突风时，通过翼尖折叠，可以起到降低机翼根部弯矩，实现载荷减缓，降低结构重量的作用。空中客车公司和布里斯托大学的研究人员利用折叠翼尖实现了阵风载荷减缓^[77]。折叠翼尖在遇到突风时，会自适应地发生折叠，从而改变了机翼上的气动力分布，实现载荷减缓。通过建立折叠翼尖的气动弹性模型，研究人员对折叠翼尖的参数进行了分析，并开展了风洞试验^[78]和飞行试验^[79]对折叠翼尖的载荷减缓效果进行了初步验证（图 10）。

3.2 实现翼尖折叠变形的关键技术路径

与其他的变体飞行器类似，折叠翼尖结构需要具备承载、变形与轻质的能力。然而，受到机翼翼尖处几何尺寸和重量的限制，折叠翼尖难以布置复杂的结构和驱动元件，需要高效地实现结构承载及驱动变形。实现这一目标的研究思路主要有两种，一种是基于材料或结构自身特性，主动改变翼尖刚度，从而实现翼尖的驱动变形；另一种是通过对结构进行刚度剪裁，调节改变结构的刚度分布，使其既可以承受气动载荷又可以在驱动力作用下改变自身形状^[80]。

主动变刚度设计主要包括基于形状记忆效应的结构设计方案和基于充气式结构的设计方案两种。HAN 等^[81]将形状记忆合金丝和玻璃纤维一起埋入软机体材料中，实现了翼尖变形。李伟等^[82]使用形状记忆合金弹簧作为驱动器实现了翼尖折叠变形。NASA 的展向变形机翼使用形状记忆合金扭力管作为驱动器，实现了机翼外段折叠^[76]。文献^[83]设计了一种基于气动肌肉的变形蒙皮，通过改变气压可以使得变形蒙皮的刚度改变达到两个数

量级；文献[84]将蜂窝结构运用到充气式结构设计中，利用负泊松比蜂窝作为填充结构，并使用形状记忆聚合物作为蒙皮，实现了翼尖驱动变形^[85]。由于主动变刚度设计需要依靠温度或气压变化实现刚度调节，如何在机翼翼尖有限空间内合理布置管路，成为了该技术走向成熟的难点之一。

基于刚度剪裁的折叠翼尖设计中，一般利用变体结构的弹性变形或变形机构的刚性变形实现翼尖折叠。文献[86-87]通过两个伺服电机驱动翼尖变形，翼尖与机翼之间由一套传动机构实现连接；空客公司与布里斯托大学研究的折叠翼尖与机翼部分以一个铰链实现连接，在翼尖折叠时会出现表面缝隙^[78-79]。机翼主体结构与折叠翼尖之间的缝隙可能会影响折叠翼尖的气动效率。如图 9 所示，Ursache 等在 MORPHLET 项目中，使用柔性波纹板结构对机翼与翼尖之间的缝隙进行了覆盖^[71]。文献[88]针对该问题研究了波纹板结构的不同失稳模式，对波纹板结构的几何形状进行了优化。文献[89]使用硅橡胶弹性体作为蒙皮材料，对折叠翼尖的气动表面进行了覆盖。由于折叠变形时翼尖会受到压缩，容易失稳、产生皱褶，因此，目前该方法的难点之一是如何在不增加驱动力的前提下，提高结构的刚度，避免折叠变形时产生失稳和表面皱褶。文献[90-94]建立了波纹板结构的等效刚度和等效强度模型，为折叠翼尖的结构优化设计提供了高效高精度的分析工具，从源头上避免了波纹板结构的受压失稳，改善了机翼与翼尖连接处的气动表面质量。风洞试验结果表明，该折叠翼尖结构可以较为有效地满足折叠翼尖的承载和变形需求。

4 局部变形技术

4.1 表面局部振动流动减阻技术：

在实际流动中，湍流摩擦导致的阻力在总阻力中占有较大的比重。流体粘性阻力包括层流阻力和湍流阻力两个部分，而湍流阻力是层流阻力的 6~7 倍。由于湍流边界层的摩擦阻力远大于层流边界层的摩擦阻力，因此减小摩擦阻力的基本思路包括两个方面：1) 尽可能延迟转捩的发生，扩大物面层

流流动区域；2) 减小湍流边界层流动区域的摩擦阻力。

文献[95]在边界层实验中，成功发现了 Tollmien-Schlichting (T-S)波的存在及其失稳。从那时开始，人们认识到 T-S 波在边界层转捩中起着非常重要的作用，从层流边界层发展到湍流的过程，一般认为是从过 T-S 波的增长开始^[96]。

因此，如果能通过抑制 T-S 波的发展，延迟边界层的转捩，则可以有效抑制湍流边界层的产生。随着微机电系统(MEMS)的技术进步，通过壁面振动进行主动流场控制在发展中形成了智能蒙皮技术的概念，利用蒙皮/壁面中嵌入的控制、传感元件，利用压电、电磁、记忆合金等作为驱动元件。利用传感元件感知流场状态，利用驱动元件影响流场结构，实现闭环的主动流动控制。

裘进浩等^[97-99]通过风洞实验、数值模拟等方法，证明了通过采用壁面制动器，可以抵消边界层中的 T-S 波。研究过程中，利用扬声器的声波和板表面突起之间的相互作用引入 T-S 波，并在边界层的不稳定区域放大，利用壁面运动执行器的垂直振动来控制 T-S 波。新型壁面运动驱动器由具有弹性膜表面的磁流体层和线圈系统组成。当磁场作用于磁流体时，弹性膜产生垂直运动。通过调节线圈的电流来控制壁面运动，通过风洞试验证明了该驱动器对层流控制的有效性。利用仿真研究了执行器振动的振幅和相位对控制效果的影响，结果表明：当壁运动驱动器的振幅和相位调整到适当状态，T-S 波的振幅减小了约 90%。

对于湍流减阻，多年来研究人员通过不断对湍流的发生、发展和演化过程进行研究，发现了相干结构或称拟序结构。所谓相干结构，是指在湍流边界层中不仅有小尺度的随机脉动，还存在有一定规律性的大尺度的拟序结构，这种结构的强度、尺度和结构形态具有普遍性和可重复性，因此湍流是有结构、多层次、多尺度的运动^[100]。研究表明，外部流动在近壁区产生强烈的剪切，导致大尺度结构的产生，这些相干结构对整个湍流的发生和维持起重要作用^[101]。

湍流壁面摩擦阻力的产生与湍流相干结构密切相关,研究表明通过外加扰动干预近壁区相干结构的演化,对控制相干结构进行有效控制,可以有效降低壁面摩擦阻力^[102]。文献[103]通过仿真证明了壁面振动是降低湍流阻力的一种有效方法。文献[104-105]较早开始研究了利用壁面局部变形,抑制相干结构,实现湍流减阻。文献[106]对沿展向(周向)壁面振荡在湍流通道和管道流动中的减阻进行了数值研究,推导出沿展向壁面振动减阻率的简单表达式,从雷诺剪应力衰减的角度分析了减阻机理。文献[107]研究了集成 MFC(压电纤维复合材料)的机翼后缘振动对气动性能的影响,通过控制近后缘湍流来改善气动性能。研究表明, MFC 作动器在特定频率和振幅下,可以使能量从近尾流中较小尺度的涡流转移到大尺度相干结构,降低了大范围的不稳定性。在最佳条件下,大约减少了 5% 的阻力,提高了 2% 的升力。

4.2 流动分离控制-主动变形涡流发生器

涡流发生器是一种常见的被动流场控制装置,可以增加边界层底层的流场能量,能阻止大的逆压梯度形成并延缓边界层分离,但在巡航阶段可能会导致阻力增大。文献[108]提出了一种能够主动变形的涡流发生器 Smart Vortex Generator,该涡流发生器由形状记忆合金驱动,通过剪切流动传感器监控表面流动分离,在没有流动分离时收起,出现流动分离时升起抑制分离。研究结果表明,相比于固定式涡流发生器,使用 SMA 丝的主动变形涡流发生器使机翼的最大升力系数从 1.26 提高到 1.43,失速仰角从 12.5° 提高到 14.3°, 升阻比在 12.5° 以上提高了 42%。

IKEDA 等^[109]提出了一种利用飞行过程中大气温度变化来自动控制的主动变形涡流发生器设计,该设计由一个弯曲的 SMA 板和一个弯曲的叶片弹簧组成。在接近地面的起飞和降落温度下, SMA 板处于奥氏体相,涡流发生器升起。在飞机上升过程中,温度降低, SMA 板的屈服应力减小,使其在弹簧力的作用下逐渐沿主翼、短舱等基底结构平躺。

4.3 自适应鼓包减阻技术

当来流速度超过临界马赫数,机翼表面会有局部激波出现,且激波强度随着飞行速度的提高迅速增加。利用局部鼓包弱化激波,是一种典型的激波控制技术。研究表明,鼓包能够显著弱化激波强度、减小激波阻力,同时不附加额外的黏性阻力^[110-113]。

1992 年,ASHILL 等^[114]第一次提出了在层流翼型上使用鼓包减小激波阻力的设想。NASA 兰利研究中心针对高亚音速条件下,安装固定式鼓包的翼型在处于非设计点时的气动状态进行了风洞研究,结果表明通过选用合理的鼓包构型,翼型阻力能够减小 12%-15%^[115]。剑桥大学 EASTWOOD 等^[116]对三维鼓包构型设计进行了研究,分析了不同设计参数对鼓包减阻效果的影响。

由于固定式鼓包工作带宽窄,研究人员提出了自适应鼓包的概念,希望根据飞行状态自动调整鼓包构型,以适应不同的飞行需要。JINKS 等^[117]研究了使用单点驱动的铝制自适应鼓包结构,研究表明自适应鼓包能够对多个任务状态进行优化,可以保证翼型在更大的包线内都具有较优的气动特性。文献[118]研究了分布式驱动的自适应鼓包变形控制,对鼓包变形过程中驱动器的控制方法、变形驱动力等进行了分析。聂瑞等提出了利用形状记忆合金双向记忆效应设计自适应鼓包,ZHANG 等改进了二维记忆合金自适应鼓包制备方法,并通过温度进行控制实现了鼓包的受控变形。利用双向形状记忆板设计的自适应鼓包,最大可回复位移达到鼓包变形区域的 2.65%^[119-121],如图 11 所示^[120]。

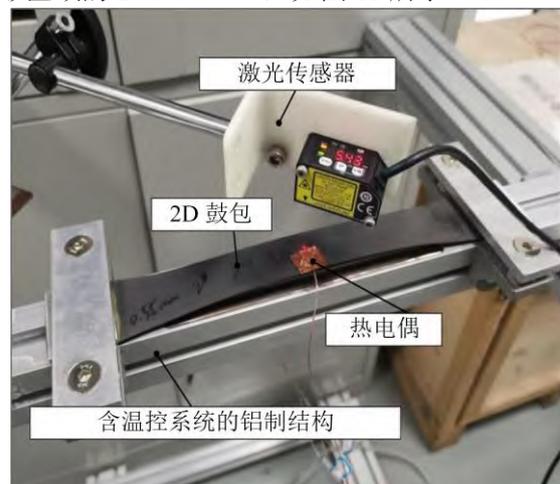


图 11 2D 形状记忆合金自适应鼓包

Fig.11 2D adaptive SMA bumps

5 跨速域变形技术

变体飞行器方案也被进一步用于跨速域设计, 如图 12 所示^[126-127]。

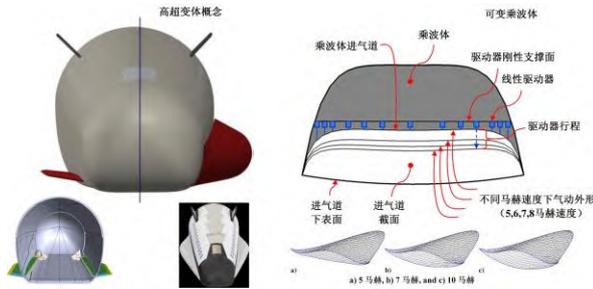


图 12 高超声速变体飞行器方案

Fig.12 Hypersonic morphing aircraft

美国的 XB-70“女武神号”轰炸机采用的是折叠翼变体技术, 两侧机翼翼端采用液压折叠可变设计, 可实现 $25^{\circ} \sim 70^{\circ}$ 偏角的变化。下折的主翼端利用缩小的翼面积来控制空气动力中心在超音速飞行时的位置变化, 提高超音速飞行的稳定性, 还可将飞行器在超音速飞行时机身前段处所造成的激波限制在机身下方, 转化成为飞行器的升力, 提高升阻比^[122-123]。协和号飞机采用的可变式机鼻头锥可以下调 $5^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 以扩大飞行员的视野, 并且在飞行时机鼻头锥处于平直状态以减小阻力, 提高飞行效率^[124-125]。VALLUCHI 等^[126]基于机舱逃生系统 (Hypmoces) 的项目研究了两种针对民用高超声速飞行器的可变形逃生舱方案。第一种基准型方案利用下舱体两侧安装可充气展开侧壁, 在其充气膨胀之后可使逃生舱化身为升力体, 增加升阻比。第二种备选型方案利用位于舱体后部的一对可展开的大后掠角翼面, 来实现逃生舱的稳定性和控制。美国海军研究实验室 PHOENIX 等^[127]针对乘波体飞行器 (Morphing Waverider) 进行了跨速域变体设计, 主要由不可变形的前缘和顶部以及具有变形能力的底部构成。当飞行器进行跨速域机动时, 利用线性致动器对柔性底部进行驱动完成构型变化以达到在各马赫数下的最佳气动性能。

与此同时, 变体飞行器的研究也吸引了国内学

者的关注, 如图 13 所示。裘进浩等^[128]针对主动柔性后缘自适应机翼在高亚音速状态下, 波阻的增加导致主动柔性后缘设计效率降低的问题, 设计了一种激波控制变体鼓包。通过不同的飞行状态对不同的鼓包构型需求, 设计基于形状记忆合金的二维自适应鼓包结构, 改善翼型气动性能。白俊强等^[129]构造了一种光滑、连续、可微的分离函数来定量描述激波-附面层干扰导致的分离强度演变规律。基于梯度的气动外形优化设计, 对典型的机翼-机身-平尾构型进行了考虑抖振性能约束的后缘变弯优化设计研究。马晓永等^[130]针对一种小展弦比飞翼布局飞机, 提出了变体尾翼概念以实现飞行和任务需求自适应变化。通过该变体方案可以解决飞翼布局的横航向稳定性与控制问题, 在亚音速和超音速飞行过程中都可以保持气动、隐身优势。杨涛等^[131]研究了伸缩、变后掠和二维折叠三种变形模式下, 飞行器在马赫数 3~8 内的气动特性和翼面效率。汤国建等从制导和控制出发研究了高超声速变体飞行器的变形策略, 通过制导、控制和变体集成的方法有效降低了变体对系统制导和控制的干扰提升飞行器性能。数值仿真结果也表明该集成方法可以减少变跨度飞行器的速度亏损, 减少整个飞行时间, 提高末端飞行速度^[132]。赵杰亮等^[133]基于蜜蜂腹部的变体机制, 针对空天飞行器气动外形优化问题设计了仿生头锥。该仿生头锥由串联机构、锥面变胞折叠机构和壳体构成, 通过串联机构驱动实现不同飞行阶段的构型需求。夏智勋等通过研究乘波体飞行器在不同飞行状态下的流场分布和气动特性设计了一种对跨速域变形乘波体飞行器。通过该多级变体策略可以获得更大的设计灵活性并优化高超声速跨速域乘波飞行器的性能^[134]。

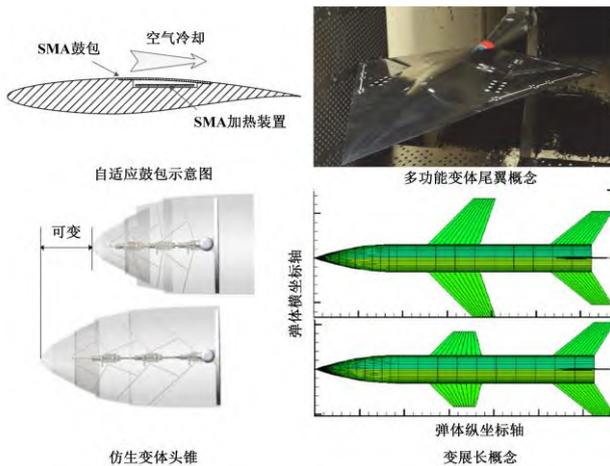


图 13 国内学者提出的部分超声速变体飞行器方案

[128,129,133,134]

Fig.13 Domestic research of hypersonic morphing aircraft

6 结束语

变体飞行器领域已经逐渐引起了全球各国的密切关注和重视。机翼变形技术也是一项很有发展前景的技术，因为该技术可以实现飞行器调整机翼形状以适应多样化的飞行需求，探索飞行器的飞行潜力和性能极限。此外，主动气动弹性变形也可以进一步提高结构利用效率和飞行机动性。与大型飞行器相比，小型或低速飞行器需要更大的机翼变形来产生显著而实际的气动特性提升，因此许多变体技术的研究都集中应用于小型无人机。这也为机翼变形技术在初期阶段的展示提供了一个成功的平台，并吸引相关行业关注开发大型飞行器的新技术。

考虑到现阶段传统的飞行器设计已无法满足高效飞行和绿色环保的发展趋势，机翼变形技术则提供一种潜在可行的发展思路。虽然变体飞行器由于其很强的形状/状态适应性而成为目前活跃的研究领域，但是也面临着一系列的挑战。其中驱动系统是实现飞行器可变形功能的关键组成部分，迫切需要强大、轻量以及紧凑的解决方案。确保减轻整体重量尤为重要，因为变形所带来的气动增益需要远大于附加质量所引起的弊端。此外，变形功能和智能结构的融合也十分必要，即感知外部环境，处理核心信息并做出响应的集成结构，从而提升可变

形技术的竞争力，克服相关不足。然而这种集成设计需要从设计初期就需要多学科综合考虑，又会增加设计的复杂性。因此，变体飞行器结构设计作为一套关键技术，在技术成熟度方面还有许多工作需要完善，比如蒙皮(承载时的弹性与可拉伸性)，致动器/机构(分布式承载性能)，以及控制理论(主要涉及飞行力学和驱动方法)等。

相信在不久的将来，变体飞行器结构技术的研究将会令飞行器的性能发生质的飞跃，可以实现自主可控的智能变形。

参考文献

- [1] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, 22(9): 823-877.
- [2] 白鹏,陈钱,徐国武,等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(3): 426-443.
- [3] SPILLMAN J J. The use of variable camber to reduce drag, weight and costs of transport aircraft[J]. *The Aeronautical Journal*, 1992, 96(951). doi: 10.1017/S0001924000024404.
- [4] STANEWSKY E. Adaptive wing and flow control technology[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(7): 583-667.
- [5] Boeing Aerospace Company. Variable camber wing[R]. 1973.
- [6] WINTZER M, STURDZA P, KROO I. Conceptual design of conventional and oblique wing configurations for small supersonic aircraft[C]//The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno,NV:AIAA,2006. doi:10.2514/6.2006-930.
- [7] WANG L X, XU Z J, YUE T. Dynamic characteristics analysis and flight control design for oblique wing aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(6): 1664-1672.
- [8] DECAMP R W, HARDY R. Mission adaptive wing advanced research concepts[C]//The 11th Atmospheric Flight Mechanics Conference. Seattle,WA :AIAA,1984. doi:10.2514/6.1984-2088.
- [9] BONNEMA K, SMITH S. AFTI/F-111 mission adaptive wing flight research program[C]//The 4th Flight Test Conference. San Diego,CA:AIAA, 1988. doi: 10.2514/6.1988-2118.
- [10] SMITH S B, NELSON D W. Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing[J]. *Journal of Aircraft*, 1990, 27(11).doi: 10.2514/3.45965.
- [11] SIMPSON J O, WISE S A, BRYANT R G, et al. Innovative materials for aircraft morphing [R]. Hampton, VA: NASA Langley Research Center, 1999.
- [12] LOVE M H, ZINK P S, STROUD R I, et al. Impact of actuation concepts on morphing aircraft structures[C]//The 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures,

- Structural Dynamics & Materials Conference. Palm Springs, CA :AIAA,2004.doi: 10.2514/6.2004-1724.
- [13] ZHENG M, KIEN, V K, LIEW J Y R. Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change[J]. The IES Journal Part A: Civil & Structural Engineering, 2010, 3(3): 188-195.
- [14] FLANAGAN J, STRUTZENBERG R, MYERS R, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1[C]//The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, HA:AIAA,2007.doi: 10.2514/6.2007-1707.
- [15] SINAPIUS M, MONNER H P, KINTSCHER M, et al. DLR's morphing wing activities within the European network[J]. Procedia IUTAM, 2014, 10: 416-426.
- [16] European Commission.The Community Research and Development Information Service (CORDIS) [EB/OL]. <http://cordis.europa.eu/en>.
- [17] CAMPANILE L F. Initial thoughts on weight penalty effects in shape-adaptable systems[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2005, 16(1).doi: 10.1177/1045389X050466.
- [18] JHA A K, KUDVA J N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges[C]// Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, San Diego, CA: SPIE, 2004. Doi: 10.1117/12.544212
- [19] WEISSHAAR T A. Morphing aircraft systems: historical perspectives and future challenges[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2). doi:10.2514/1.C031456.
- [20] RAYMER D P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. 5th ed.Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [21] SATTI R, LI Y B, SHOCK R, et al. Computational aeroacoustic analysis of a high-lift configuration[C]//The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2008. doi:10.2514/6.2008-34.
- [22] MONNER H, KINTSCHER M, LORKOWSKI T, et al. Design of a smart droop nose as leading edge high lift system for transportation aircrafts[C]// The 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 17th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 11th AIAA. Palm Springs, CA:AIAA, 2009.doi: 10.2514/6.2009-2128.
- [23] KINTSCHER M, WIEDEMANN M, MONNER H P, et al. Design of a smart leading edge device for low speed wind tunnel tests in the European project SADE[J]. International Journal of Structural Integrity, 2011,2(4): 405-383.
- [24] HETRICK J, OSBORN R, KOTA S, et al. Flight testing of mission adaptive compliant wing[C]//The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, HA :AIAA,2007.doi:10.2514/6.2007-1709.
- [25] RIVERO A E, FOURNIER S, MANOLESOS M, et al. Experimental aerodynamic comparison of active camber morphing and trailing-edge flaps[J]. AIAA Journal, 2021, 59(7): 2627-2640.
- [26] ZHANG J Y, SHAW A D, WANG C, et al. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111: 106534.
- [27] BURNETT E L, BERANEK J A, HOLM-HANSEN B T, et al. Design and flight test of active flutter suppression on the X-56A multi-utility technology test-bed aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1228): 893-909.
- [28] 王彬文,杨宇,钱战森,等.机翼变弯度技术研究进展[J].航空学报, 2022, 43(1): 24943.
- [29] PARKER H F. The parker variable camber wing[R]. Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1920.
- [30] CAMPANILE L F. Initial thoughts on weight penalty effects in shape-adaptable systems[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2005, 16(1): 47-56.
- [31] KUDVA J N, JARDINE A P, MARTIN C A, et al. Overview of the ARPA/WL smart structures and materials development-smart wing contract[C]//Smart Structures and Materials 1996: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. San Diego, CA : SPIE, 1996.doi: 10.1117/12.239124.
- [32] KUDVA J N, MARTIN C A, SCHERER L B, et al. Overview of the DARPA/AFRL/NASA smart wing program[C]// Smart Structures and Materials 1999: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. Newport Beach, CA: SPIE, 1999.doi: 10.1117/12.351561.
- [33] HETRICK J, OSBORN R, KOTA S, et al. Flight testing of mission adaptive compliant wing[C]//The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, HA: AIAA, 2007.doi: 10.2514/6.2007-1709.
- [34] KOTA S, OSBORN R, ERVIN G F. Mission adaptive compliant wing—design, fabrication and flight test[J].NATO, 2006(RTO-MP-AVT-168):1-20.
- [35] CRAMER N B, CELLUCCI D W, FORMOSO O B, et al. Elastic shape morphing of ultralight structures by programmable assembly[J]. Smart Materials and Structures, 2019, 28(5). doi:10.1088/1361-665X/ab0ea2.
- [36] POONSONG P. Design and analysis of a multi-section variable camber wing[D]. Maryland: University of Maryland, 2005.
- [37] BAKER D,FRISWELL M I. Design of a compliant aerofoil using topology optimisation[C]//Proceedings of International Workshop on Smart Materials and Structures. Toronto: Cansmart Workshop,2006:1-9.
- [38] BAKER D and FRISWELL M I. Determinate structures for wing camber control[J]. Smart Materials & Structures, 2009, (3):035014.
- [39] BAKER D, FRISWELL M I,LIEVEN N A J. Active truss structures for wing morphing[C]//ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials.Lisbon: ECCOMAS, 2005: 18-21.
- [40] WOODS B K S, FRISWELL M I. Preliminary investigation of a fishbone active camber concept[C]// ASME 2012 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. Stone Mountain,GA: ASME, 2012: 555-563.
- [41] 黄可, 张家应, 王青云. 基于非均匀梁模型的二维柔性机翼固有振动分析. 力学学报, 2023, 55(2): 487-496.
- [42] WOODS B K S, BILGEN O, FRISWELL M I.Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2014, 25(7): 772-785.
- [43] WOODS B K S, FINCHAM J, FRISWELL M I. Aerodynamic modelling of the fish bone active camber morphing concept[C]// Royal Aeronautical Society Conference on Advanced Aero Concepts, Designs and Operations. Bristol, UK: Royal Aeronautical Society, 2014:1-12.
- [44] WOODS B K S, FRISWELL M I. Structural analysis of the fish bone active camber concept[C]// Proceedings of

- the AIDAA XXII Conference. Napoli: AIDAA. 2013:1-12.
- [45] WOODS B K S, FRISWELL M I. Structural characterization of the fish bone active camber morphing airfoil[C]//The 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference. National Harbor, MD: AIAA, 2014.doi: 10.2514/6.2014-1122.
- [46] WOODS B K S, DAYYANI I, FRISWELL M I. Fluid/structure-interaction analysis of the fish-bone-active-camber morphing concept[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(1):307-319.
- [47] RIVERO A E, WEAVER P M, COOPER J E, et al. Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29(9): 2008-2026.
- [48] DE BREUKER R, MKHOYAN T, NAZEER N, et al. Overview of the smart-X wing technology integrator[J]. *Actuators*, 2022, 11(10): 302.
- [49] 郭翔鹰, 王帅博, 王松松. 基于压电纤维复合材料变形机翼结构设计和实验研究[J]. *北京工业大学学报*, 2021, 47(1): 1-9.
- [50] 张盛, 杨宇, 王志刚, 等. 变弯度机翼后缘偏心梁设计与验证[J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 525892.
- [51] 徐钧恒, 杨晓钧, 李兵. 基于交叉簧片式铰链的变弯度机翼机构设计[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2022, 56(3): 444-451, 509.
- [52] 曹广宇. 并联机构驱动式变形翼动力学特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- [53] AFONSO F, VALE J, LAU F, et al. Performance based multidisciplinary design optimization of morphing aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 67: 1-12.
- [54] BEAVERSTOCK C S, FINCHAM J, FRISWELL M I, et al. Effect of symmetric & asymmetric span morphing on flight dynamics[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. National Harbor, MD: AIAA, 2014.doi: 10.2514/6.2014-0545.
- [55] 徐孝武, 张炜, 詹浩. 折叠机翼变体飞机非对称变形控制效率分析[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(2): 223-229.
- [56] AJAJ R M, FRISWELL M, SAAVEDRA FLORES E I, et al. Span morphing: a conceptual design study[C]//The 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA. Honolulu, HA: AIAA, 2012. doi: 10.2514/6.2012-1510.
- [57] WEISSHAAR T A. Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design[J]. *NATO*, 2006(RTO-MP-AVT-141): 1-20.
- [58] MESTRINHO J, GAMBOA P, SANTOS P. Design optimization of a variable-span morphing wing for a small UAV[C]//The 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver, CO: AIAA, 2011.doi: 10.2514/6.2011-2025.
- [59] LESIEUTRE G A, BROWNE J A, FRECKER M I. Scaling of performance, weight, and actuation of a 2-D compliant cellular frame structure for a morphing wing[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, 22(10): 979-986.
- [60] 王江华, 谷良贤, 龚春林. 伸缩弹翼巡航导弹气动外形优化研究[J]. *飞行力学*, 2009, 27(6): 37-40.
- [61] NAMGOONG H, CROSSLEY W A, LYRINTZIS A S. Aerodynamic optimization of a morphing airfoil using energy as an objective[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(9): 2113-2124.
- [62] ROTH B D, CROSSLEY W A. Application of optimization techniques in the conceptual design of morphing aircraft[C]//AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum. Denver, CO: AIAA, 2003.doi: 10.2514/6.2003-6733.
- [63] VALASEK J. Morphing aerospace vehicles and structures[M]. New York: John Wiley & Sons, 2012.
- [64] MIN Z, KIEN V K, RICHARD L J Y. Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change[J]. *The IES Journal Part A: Civil & Structural Engineering*, 2010, 3(3): 188-195. doi: 10.1080/19373261003607972.
- [65] KHEONG L W, JACOB J D. In flight aspect ratio morphing using inflatable wings[C]//The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2008.doi: 10.2514/6.2008-425.
- [66] BLONDEAU J, RICHESON J, PINES D J. Design of a morphing aspect ratio wing using an inflatable telescoping spar[C]//The 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA: AIAA, 2003.doi: 10.2514/6.2003-1718.
- [67] 李智, 董二宝, 许旻, 等. 伸缩翼变形机构设计与实验研究[J]. *机械与电子*, 2013 (7): 65-68.
- [68] 王礼佳. 无人机变形翼的方案设计与仿真分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [69] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [70] MCLEAN D. Wingtip devices: what they do and how they do it[C]//Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference. Arlington County, VA: Boeing, 2005: 1-20.
- [71] URSACHE N M, MELIN T, ISIKVEREN A T, et al. Technology integration for active poly-morphing winglets development[C]// ASME 2008 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. Ellicott City, MD: ASME, 2008: 775-782.
- [72] SMITH D D, AJAJ R M, ISIKVEREN A T, et al. Multi-objective optimization for the multiphase design of active polymorphing wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(4): 1153-1160.
- [73] SMITH D D, LOWENBERG M H, JONES D P, et al. Computational and experimental validation of the active morphing wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(3): 925-937.
- [74] 刘志涛, 蒋永, 聂博文, 等. 弯折翼尖对翼布局飞机气动特性影响[J]. *航空学报*, 2021, 42(6): 124179.
- [75] BOURDIN P, GATTO A, FRISWELL M I. Aircraft control via variable cant-angle winglets[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(2): 414-423.
- [76] MOHOLT M, BENAFAN O. Spanwise adaptive wing[R]. Cleveland, OH: NASA's Glenn Research Center, 2017.
- [77] CASTRICHINI A, SIDDARAMAIAH V H, CALDERON D E, et al. Preliminary investigation of use of flexible folding wing tips for static and dynamic load alleviation[J]. *The Aeronautical Journal*, 2017, 121(1235): 73-94.
- [78] CHEUNG R C M, REZGUI D, COOPER J E, et al. Testing of folding wingtip for gust load alleviation of flexible high-aspect-ratio wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(5): 876-888.
- [79] WILSON T, KIRK J, HOBDAJ J, et al. Small scale flying demonstration of semi aeroelastic hinged wing tips[C]//Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Savannah, GA:

- IFASD,2019: 1-19.
- [80] THILL C, ETCHES J, BOND I, et al. Morphing skins[J]. *The Aeronautical Journal*, 2008, 112(1129): 117-139.
- [81] HAN M W, RODRIGUE H, KIM H I, et al. Shape memory alloy/glass fiber woven composite for soft morphing winglets of unmanned aerial vehicles[J]. *Composite Structures*, 2016, 140: 202-212.
- [82] 李伟, 熊克, 陈宏, 等. 含有 SMA 弹簧驱动器的可变倾斜角翼梢小翼研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(1): 22-33.
- [83] CHEN Y J, YIN W L, LIU Y J, et al. Structural design and analysis of morphing skin embedded with pneumatic muscle fibers[J]. *Smart Materials and Structures*, 2011, 20(8): 085033.
- [84] SUN J, GAO H L, SCARPA F, et al. Active inflatable auxetic honeycomb structural concept for morphing wingtips[J]. *Smart Materials and Structures*, 2014, 23(12): 125023.
- [85] SUN J, DU L Z, SCARPA F, et al. Morphing wingtip structure based on active inflatable honeycomb and shape memory polymer composite skin: a conceptual work[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 111: 106541.
- [86] FALCÃO L, GOMES A A, SULEMAN A. Aero-structural design optimization of a morphing wingtip[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, 22(10): 1113-1124.
- [87] GOMES A, FALCAO L, SULEMAN A. Study of an articulated winglet mechanism[C]//The 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston, Mass :AIAA,2013.doi: 10.2514/6.2013-1452.
- [88] SHAW A D, DAYYANI I, FRISWELL M I. Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft[J]. *Composite Structures*, 2015, 119: 227-237.
- [89] 陈小雨, 杨睿, 李扬, 等. 变体飞行器的折转翼尖设计及分析[J]. *现代机械*, 2021(4): 59-63.
- [90] WANG C, KHODAPARAST H H, FRISWELL M I, et al. An equivalent model of corrugated panels with axial and bending coupling[J]. *Computers & Structures*, 2017, 183: 61-72.
- [91] 王晨, 杨洋, 沈星, 等. 用于变体飞行器的波纹板等效强度模型及其优化设计 [J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 526146.
- [92] WANG C, XIA Y, FRISWELL M I, et al. Predicting global strain limits for corrugated panels[J]. *Composite Structures*, 2020, 231: 111472.
- [93] WANG C, KHODAPARAST H H, FRISWELL M I. Conceptual study of a morphing winglet based on unsymmetrical stiffness[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 546-558.
- [94] ZHANG J Y, WANG C, SHAW A D, et al. Passive energy balancing design for a linear actuated morphing wingtip structure[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106279.
- [95] KACHANOV Y S. Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1994, 26(1): 411-482.
- [96] 董明. 高超声速边界层中由粗糙元引起强制转捩的机理 [J]. *气体物理*, 2016, 1(5): 25-38.
- [97] QIU J H, HAN J H, TANI J, et al. Development of electromagnetic actuator with magnetic fluid and elastic membrane for laminar flow control[J]. *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers*, 2000, 66(641): 146-152.
- [98] QIU J, TANI J, HAYASE T, et al. Suppression of TS wave using wall motion actuator[J]. *JSME International Journal Series B Fluids and Thermal Engineering*, 2002, 45(1): 29-34.
- [99] QIU J, HAYASE T, OKUTANI T. Active control of laminar boundary layer using various wall motions[J]. *Computers, Materials and Continua*, 2004, 1(4): 301-308.
- [100] ROBINSON S K. Coherent motions in the turbulent boundary layer[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1991, 23: 601-639.
- [101] CANTWELL B J. Organized Motion in Turbulent Flow[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1981, 13(1): 457-515.
- [102] 许春晓. 壁湍流相干结构和减阻控制机理[J]. *力学进展*, 2015, 45: 111-140.
- [103] JUNG W J, MANGIAVACCHI N, AKHAVAN R. Suppression of turbulence in wall - bounded flows by high - frequency spanwise oscillations[J]. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1992, 4(8): 1605-1607.
- [104] CHOI H, MOIN P, KIM J. Active turbulence control for drag reduction in wall-bounded flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 262: 75-110.
- [105] KANG S, CHOI H. Active wall motions for skin-friction drag reduction[J]. *Physics of Fluids*, 2000, 12(12): 3301-3304.
- [106] CHOI J I, XU C X, SUNG H J. Drag reduction by spanwise wall oscillation in wall-bounded turbulent flows[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(5): 842-850.
- [107] JODIN G, MOTTA V, SCHELLER J, et al. Dynamics of a hybrid morphing wing with active open loop vibrating trailing edge by time-resolved PIV and force measures[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2017, 74: 263-290.
- [108] BARRETT R, FAROKHI S. Subsonic aerodynamics and performance of a smart vortex generator system[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(2): 393-398.
- [109] IKEDA T, MASUDA S, UEDA T. Smart vortex generator transformed by change in ambient temperature and aerodynamic force[C]//Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems. San Diego, CA: SPIE, 2007: 475-486.
- [110] 李沛峰, 张彬乾, 陈迎春, 等. 减小翼型激波阻力的鼓包流动控制技术 [J]. *航空学报*, 2011, 32(6): 971-977.
- [111] BIRKEMEYER J, ROSEMAN H, STANEWSKY E. Shock control on a swept wing[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2000, 4(3): 147-156.
- [112] BRUCE P J K, COLLISS S P. Review of research into shock control bumps [J]. *Shock Waves*, 2015, 25(5). doi:10.1007/s00193-014-0533-4.
- [113] STANEWSKY E, DÉLERY J, FULKER J, et al. EUROSHOCK - drag reduction by passive shock control [M]. Wiesbaden :Vieweg+Teubner Verlag, 1997.
- [114] ASHILL P, FULKER J. A novel technique for controlling shock strength of laminar-flow aerofoil sections [C]//Proceedings 1st European Forum on Laminar Flow Technology. Hamburg:DGLR-AAAF-RaeS, 1992:175-183.
- [115] MILHOLEN W, OWENS L. On the application of contour bumps for transonic drag reduction[C]//The 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nev:AIAA,2005: 462.
- [116] EASTWOOD J P, JARRETT J P. Toward designing with three-dimensional bumps for lift/drag improvement and buffet alleviation[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(12): 2882-2898.
- [117] JINKS E R, BRUCE P J, SANTER M J. Adaptive shock control bumps[C]//The 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor, MD:AIAA,2014.doi: 10.2514/6.2014-0945.

- [118] POPOV A V, LABIB M, FAYS J, et al. Closed-loop control simulations on a morphing wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(5): 1794-1803.
- [119] 聂瑞, 裘进浩, 季宏丽, 等. 自适应鼓包气动构型优化与结构概念设计 [J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(9): 1896-1905.
- [120] 陈旭亮, 张琛, 季宏丽, 等. SMA 鼓包迟滞建模与控制策略 [J]. *航空学报*, 2021, 42(9): 224652.
- [121] ZHANG C, JI H L, CHEN X, et al. Thermomechanical training and structural tests for adaptive SMA bumps with two-way shape memory effect [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2022, 33(10): 1308-1320.
- [122] LIVNE E, WEISSHAAR T A. Aeroelasticity of nonconventional airplane configurations-past and future [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(6): 1047-1065.
- [123] SNYDER M P, SANDERS B, EASTEP F E, et al. Vibration and flutter characteristics of a folding wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 791-799.
- [124] OBARA C J, LAMAR J E. Overview of the cranked-arrow wing aerodynamics project international [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(2): 355-368.
- [125] LIVNE E. Future of airplane aeroelasticity [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(6): 1066-1092.
- [126] VALLUCHI C, SIPPEL M. Hypersonic morphing for the spaceliner cabin escape system [C]// The 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). Mailand: EUCASS, 2017: 1-19.
- [127] PHOENIX A A, MAXWELL J R, GOODWIN G B. Morphing high-temperature surfaces for shapeable hypersonic waverider vehicles [C]// ASME 2017 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. Snowbird, UT: ASME, 2017. doi: 10.1115/SMASIS2017-3766.
- [128] 聂瑞, 裘进浩, 季宏丽, 等. 激波控制鼓包用于自适应机翼的可行性研究 [C]// 中国力学大会-2017 暨庆祝中国力学学会成立 60 周年大会论文集. 北京: 中国力学学会, 2017: 424-432.
- [129] 雷锐午, 白俊强, 许丹阳, 等. 考虑抖振特性的变弯度机翼设计研究 [J]. *中国科学*, 2020, 50(2): 161-174.
- [130] 马晓永, 苏继川, 钟世东, 等. 一种变体尾翼的气动-隐身特性研究 [J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(5): 896-900.
- [131] 彭悟宇, 杨涛, 涂建秋, 等. 高超声速变形飞行器翼面变形模式分析 [J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(3): 15-21.
- [132] BAO C Y, WANG P, TANG G J. Integrated method of guidance, control and morphing for hypersonic morphing vehicle in glide phase [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(5): 535-553.
- [133] 梁友鉴, 赵杰亮, 阎绍泽. 基于蜜蜂腹部变体机制的空中飞行器仿生变体头锥设计 [J]. *机械工程学报*, 2020, 56(5): 47-54.
- [134] LIU Z, LIU J, DING F, XIA Z. Novel methodology for wide-ranged multistage morphing waverider based on conical theory [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 140: 362-369.