# 高超声速变体飞行器关键技术 研究综述



程归<sup>1</sup>,杨广<sup>2</sup>,郭宏伟<sup>2</sup>,周翔<sup>1</sup> 1.上海交通大学,上海 200240 2.哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室,黑龙江 哈尔滨 150001

**摘 要:**高超声速变体飞行器有潜力通过变形提升飞行器在宽速域、大空域飞行全包线下的适用性,在未来的民用与军事领 域都具有极大的战略意义。本文主要对高超声速变体飞行器的研究进展进行综述,阐述了国内外高超声速和变体飞行器项 目的研究进展和现状,并且对现有的高超声速变体飞行器的主要变形方式进行了分类与介绍。同时,总结了高超声速变体 飞行器在变构型机构设计方法与理论、高功重比与快速响应的驱动设计、可承载大变形蒙皮、承载/热防护一体化结构设计 等方面的技术难点,提出了高超声速变体飞行器的后续研究发展方向,以期对后续高超声速变体飞行器的相关研究提供一 定的参考。

关键词:高超声速;变体飞行器;跨域;变形翼;结构设计

#### 中图分类号:V211

文献标识码:A

高超声速技术是一项具有战略意义的高精尖技术,高超 声速飞行器一般是指飞行速度能达到*Ma*5的飞行器。近年 来,其性能和应用前景引发了航空航天领域的广泛关注。将 高超声速飞行器应用于民航领域,能够大大缩短飞行时间, 提升航空航天运输系统能力。在未来,如果将可重复使用的 高超声速飞行器应用于天地往返实现太空运输,进行临近空 间乃至轨道空间的运载任务,能够满足未来规模开发太空的 需求<sup>[1-2]</sup>。在高速武器方面,高超声速飞行器由于具有军事 响应能力快、突防能力强等优点,在现代战争领域具有强大 的战略地位。此外,高超声速飞行器技术具有复杂性、前瞻 性和产业带动性的特点,在高超声速飞行器研究中各项基础 理论和关键技术的突破,也将引领新的科技创新。

相比于传统飞行器,高超声速飞行器的飞行速度需要 涵盖亚声速到高超声速范围。而传统的固定外形飞行器基 本是针对单一设计点,使飞行器可在设计范围内保持性能 较优,无法兼顾飞行器在宽速域大空域发展的需求。变体 飞行器能够在飞行过程中通过光滑而连续地改变气动外形 改善空气动力特性,从而适应不同的飞行环境和条件<sup>[3]</sup>。

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.05.003

因此,开展可变体飞行器技术的研究也是未来高超声速飞 行器发展的重要趋势。近30年来,各研究机构和高校的研 究团队持续开展包括变翼型弯度<sup>[4-7]</sup>、变厚度<sup>[8-11]</sup>、展向变 弯<sup>[12-13]</sup>、扭转<sup>[14-17]</sup>、变展长<sup>[18-21]</sup>、变后掠角<sup>[22-24]</sup>在内的各种新 型变形翼技术研究。虽然这些工作对可变体飞行器的发展 起到重要的推动作用,但这些变形翼技术往往考虑低速飞 行环境下的变形。高超声速飞行器面临宽速域、大空域飞 行全包线的适应性的需求,对变形技术提出了更高的需求, 相关研究仍然面临巨大挑战。

当前,高超声速变体飞行器主要涉及变构型机构设计方 法与理论、高功重比、快速响应驱动设计、可承载大变形蒙 皮、承载/热防护一体化结构设计等多个关键技术。高超声 速变体飞行器的变形性能取决于变形机构与驱动的性能,因 此变构型机构设计方法与理论与高功重比快速响应驱动设 计是需要突破的核心技术。高超声速变体飞行器需要在极 端、复杂的飞行环境和工况下,力、热多场耦合完成变形,因 此需要蒙皮兼具大承载和大变形能力。此外,由于极端环境 下热应力会改变结构承载性能,因此需要进行承载/热防护

收稿日期: 2023-10-30;退修日期: 2024-01-16;录用日期: 2024-03-15

基金项目:国家自然科学基金(52192630);中国博士后科学基金(2023T160168)

引用格式: Cheng Gui, Yang Guang, Guo Hongwei, et al. Review on key technologies for hypersonic morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(05): 28-44. 程归, 杨广, 郭宏伟, 等. 高超声速变体飞行器关键技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2024, 35(05): 28-44.

一体化结构设计,从而保证高速、高温、高动压下的飞行性能。

尽管关于变体飞行器的研究在国内外已有不少综述,但 这些研究主要集中在亚声速和跨声速范围内,对于在高超声 速环境下的变体飞行器的讨论则相对较少。而针对高超声 速飞行器开展的综述目前很少系统总结变体飞行器在高超 声速下的研究情况与技术难点。考虑到高超声速流动不同 于亚声速流动、跨声速流动的特点,本文将聚焦国内外高超 声速变体飞行器相关项目的研究进展和现状,阐述高超声速 变体飞行器的研究情况,结合国内外研究情况按可伸缩、展 向弯曲、可变后掠等几种高超声速变体飞行器的主要构型进 行归纳分析。基于现有研究,针对高超声速变体飞行器在机 构设计方法与理论、高功重比和快速响应的驱动设计、可承 载大变形蒙皮、承载/热防护一体化结构设计方面的技术研 究难点进行阐述,总结高超声速变体飞行器的后续发展方 向,以期对高超声速变体飞行器的研究提供一定的参考。

## 1 国内外相关项目

## 1.1 高超声速方面

由于高超声速飞行器在军事领域和民用领域具有巨大 应用潜力,高超声速技术的研究一直是国际航空航天领域 的热点之一。尤其是近半个世纪以来,经过世界各国在高 超声速领域和相关材料、气动、结构等学科上的探索,陆续 取得了一些突破性进展。

自20世纪50年代开始,美国就率先开始了多项高超声 速飞行器的研究计划。1960年,波音公司为美国空军设计了 一款飞行速度为Ma 20的高超声速飞行器 X-20<sup>[25]</sup>, X-20的 设计采用了一个带有钝圆前缘的大后掠三角翼,以及一个带 有圆头的相当厚的机身构型,如图1(a)所示。由于技术难度 太大,X-20项目在只完成一个全比例模型后就宣布破产。 后续分别实施了空天飞机计划(NASP)、经济可承受的快速 反应导弹验证机(ARRMD)计划和高超声速飞行计划 (HyFly),但均以失败告终。直到1997年,美国国家航空航 天局(NASA)启动高超声速飞行器试验飞行器计划(Hyper-X)<sup>[26]</sup>,该方案以高超声速军用飞机与可重复使用的天地往 返系统的需求为背景验证高超声速飞行器的设计方法和试 验手段。2004年,该计划设计的X-43高超声速飞行器(见图 1(b))在超声速燃烧冲压发动机的驱动下,以Ma 9.8的速度 成功地飞行了大约10s,创造了航空工程的历史。2004-2013年,美国空军高超声速技术(HyTECH)计划结合乘波构 型和氢超燃冲压发动机技术发展了一款X-51A高超声速验

证机<sup>[27]</sup>,成功以Ma5飞行了6min。2003—2011年,美国空 军和国防部高级研究计划局(DARPA)共同研制了猎鹰 (FALCON)计划HTV-1/2/3号,在2h可以飞行近17000km。 其中HTV-2的气动外形如图1(c)所示,HTV-2进行了两次 试飞,第一次试飞失败,第二次试飞过程中HTV-2飞行九 分钟后,由于飞行器外壳的意外退化造成的扰动触发了飞 行安全系统,自动下降并坠入海中。2013年至今,由美国空 军研究实验室(AFRL)与DARPA联合主持研制的战术助推 滑翔(TBG)项目<sup>[28]</sup>,开展一种速度能达到Ma9左右、射程在 1000km以上,能够从空中和水面进行垂直发射具备的战术 推进/滑翔的高超声速验证导弹的研制工作。俄罗斯方面 在2016年成功试射的高超声速反舰巡航导弹"锆石"如图1 (d)所示,该导弹的马赫数可达到6~8。"匕首"高超声速导 弹的飞行速度Ma 10,射程为2000km<sup>[29]</sup>。此外,俄罗斯战术 导弹公司还开展了Yu-71高超声速行器的研制,提出采用 火箭助推发射后进入大气层采用滑翔式和跳跃式弹道的技 术方案来实现10000km以上的超远距离飞行。1980—2001 年日本开展了可重复使用的高超声速飞行器研制计划,由 日本宇宙开发事业集团(NASDA)和日本国家航空航天实 验室(NAL)设计了一款能达到 Ma 10 的 HOPE-X 轨道飞 机,如图1(e)所示。此外,日本防卫省还开展了小体积和小 尺寸、可由空中平台携带为特色的高超声速巡航导弹 (HCM)项目和采用固体燃料火箭发动机与滑翔弹头的高 速滑翔弹(HVGP)项目。2021年,法国成功试飞了一种Ma 6左右的滑翔体导弹。国内的高超声速武器公开信息较少, 目前有自主研发的"东风"17高超声速导弹如图1(f)所示, 作为采用高超声速滑翔飞行器的中程弹道导弹,"东风"17 采用了乘波体设计,但保留了一对小弹翼,速度能够达到 Ma 5~10。此外,"星空"2(StarrySky-2),作为高超声速乘 波体飞行器,飞行速度能够达到Ma6。

高超声速飞行器采用的布局方案主要包括升力体、乘 波体、锥形体类等。升力体将整体作为升力面,不区分机翼 和机身。锥形体类也叫旋成体类,采用尖锐的锥形设计减 少阻力。乘波体构型前缘线上始终附着激波,就如同冲浪 一样骑乘在波面上,乘波体具有优秀的高超声速特性,已经 演变出了楔导乘波体、锥导乘波体等一系列构型<sup>[30]</sup>。相比 于传统飞行器,高超声速飞行器技术表现出了4个特点: (1)飞行高度和速度变化范围大,速度可达到*Ma*5甚至马 赫数超过10,飞行高度能达到30km以上,由于飞行环境的 多样性和变化性,飞行器的气动和气热特性变得复杂且剧 烈变化,这导致飞行器模型非线性程度较高;(2)高超声速



(d)"锆石"

(e) HOPE-X

(f) DF-17

图 1 世界各国设计的高超声速飞行器 Fig.1 Hypersonic aircraft designed by countries around the world

飞行器往往需要采用一体化设计理念,因而造成飞行器各 系统高度耦合;(3)飞行时间短,舵面易饱和,末端的制导挑 战性较大;(4)由于飞行速度快,控制精度高,要求短时间内 舵面快速响应。

## 1.2 变体飞行器方面

现有高超声速飞行器往往只针对高超声速环境进行设计,需要借助空中平台投放或火箭助推。变形技术有望结合高超声速飞行器特征形成新的舵面设计与控制方法来提高飞行器的环境适应性,实际上,早期的高超声飞行器X-20就考虑过采用通过翼尖折叠来充当垂直安定面。后续针对飞行器不同需求,世界各国也开启了大量围绕变构型机构

系统设计的变体飞行器项目。其中,以欧美为主导,早在 1985—1988年,NASA和美国波音公司开展了任务自适应 机翼(MAW)项目验证。该项目研究了采用机械驱动系统 实现机翼变弯度,并通过在机翼表面覆盖一层柔性材料实 现了机翼前、后缘操纵面的光滑过渡<sup>[31-33]</sup>,如图2(a)所示。 1995—2001年,美国DARPA开展了智能机翼项目,该项目 将智能材料用于柔性后缘形成无缝、无铰链的机翼操纵面, 并开展了对集成必要的传感器和控制系以改善军用飞机气 动性能的研究工作<sup>[34-35]</sup>。1996—2005年,NASA、美国空军 实验室和波音公司合作开展了主动气动弹性机翼计划 (AAW)项目<sup>[36]</sup>。该项目的目标是在跨声速和超声速的全尺



(a) MAW项目的F-111轰炸机<sup>[31-33]</sup>

(b) MACW项目的变弯度后缘[37-38]



图 2 各研究项目中的变体飞行器 Fig.2 Morphing aircraft in various projects

寸高性能飞机上通过空气动力诱导的机翼扭转来改进飞机 侧倾控制。1998—2016年,美国FlexSys公司与美国空军研 究实验室合作开展了任务自适应柔顺机翼(MACW)项目, 该项目的目标是通过变弯度后缘提高升阻比、增加高升力 系数下层流区域<sup>[37-38]</sup>,该项目的变弯度后缘结构如图2(b) 所示。2002—2006年,美国DARPA开展了变形飞机结构 (MAS)计划<sup>[39-40]</sup>。在该计划中, NextGen和Lockheed Martin 公司分别提出一种柔性变体飞机方案,如图2(c)所示。 2011-2015年,欧盟开展了灵巧智能飞机结构(SARISTU) 项目,该项目对变弯度前缘、后缘、可变翼梢小翼进行了深 入研究[41-42]。2011—2015年,欧盟开展了新型飞行器构型 (NOVEMOR)项目<sup>[43-44]</sup>,该项目为一个未来喷气支线客机的 概念方案,由巴西航空工业公司领导。2012-2015年,欧盟 开展了基于飞行包络数据和任务的变形原型机翼开发 (CHANGE)项目<sup>[45]</sup>,该项目的主要目的是研究和开发一种 包含变弯度、扭转、后掠、伸缩的变形系统,通过在起飞、徘 徊、高速冲刺和着陆阶段进行不同变形达到在不同阶段的 性能提升。2015-2019年,在环境自适应后缘(ACTE)项 目中,NASA和美国空军研究实验室对FlexSys公司设计的 主动柔性后缘进行了一系列的地面和飞行测试。2017---2020年,欧盟资助开展了智能变形与传感技术(SMS)项 目<sup>[46]</sup>。该项目采用了沿操纵面分布的小型压电作动器、形 状记忆合金和电活性聚合物的组合作为驱动,将驱动器和 传感器关联起来进行控制率设计,实现了在不同飞行阶段 前后缘变弯度或扭转,从而在起飞、着陆和巡航等不同的飞 行阶段,提高飞机的空气动力效率并减弱振动和噪声[47-48]。 2016年,NASA联合麻省理工学院、斯坦福大学等多家高校 合作开展了数字化变形机翼项目,结合复合格子的基础晶 胞结构制作了扭转变形机翼<sup>[49-51]</sup>。如图2(d)所示,机翼内 部采用离散构建方法设计的可扭转变形结构,机翼的扭转 由布设在其内部的可旋转碳纤维杆驱动产生。

目前,变体飞行器在提高飞行器性能方面表现了卓越 的能力。但现有的变形技术主要针对低速和超声速时的飞 行器,对高超声速变体飞行器的相关研究还较少。

## 2 高超声速变体飞行器的主要变形方式

## 2.1 可伸缩变形

可伸缩机翼或机身能够大幅改变飞机展弦比和升力面积,具有潜力应用于高超声速飞行器。伸出时展长增加,改善并阻比,航程和航时增加;回缩时展长减小,降低阻力,增加机动性;非对称伸缩还可用于滚转控制,利用左右升力不

对称造成的滚转力矩进行飞行器横航向操纵。

日本宇航局 Takama 等<sup>[52]</sup>提出在锥导乘波体两侧加装 机翼兼顾飞行器在亚声速和高超声速下的气动性能的影 响,如图3所示。该构型在亚声速时,通过伸出附加外翼可 以提高飞行器的升力;在高超声速时,改善升阻比缩小回机 身,飞行器恢复为乘波体构型,保证了在高超声速时的气动 特性。但该方案目前技术尚不成熟,机身乘波体及附加外 翼的形状设计较简单,两者的连接处不够光滑会导致出现 高压区,且飞行器凸出部件会有较大阻力,机翼载荷负担会 较大。



forebody configuration

国防科技大学王鹏等<sup>[53]</sup>提出了高超声速变体飞行器的 变形(IGCM)方法,设计了一种可伸缩变形翼,并通过软件 设计了高超声速变体飞行器的变形模式。采用块动态曲面 方法结合变体飞行器的综合制导与控制方法,利用机翼的 变形特性来调控升力。

北京空天技术研究所刘晓斌<sup>154</sup>提出了一种机身可伸缩 构型,如图4所示。该飞行器机身可沿翼展方向进行折叠。 起飞和低速飞行时,飞行器可将机身部分展开,增加机身宽 度,从而提高升力。当在超高声速飞行状态时,机身折叠恢 复成超高速气动外形。折叠部分可以作为飞行器的燃料 箱,随着飞行速度提高、燃料被消耗,刚好可以逐渐折叠机 身收拢燃料箱,从而降低阻力。

北京理工大学唐胜景<sup>[53]</sup>设计了一种连续变形的多级伸 缩翼模型来解决高超声速飞行器的再入制导问题。其通过 构建变形翼的气动模型以及动力学模型,针对展长变形量 和倾侧角开展了参数化分析,对航程和终端高度进行了预 测。仿真结果显示,该伸缩翼变体飞行器能实现高精度制 导,具备强于传统固定外形飞行器的终端约束能力,在复杂 环境的扰动下依旧可以实现更平滑的轨迹控制。

中南大学罗世彬等[56]设计了一种伸缩翼应用于高超



图 4 机身可伸缩构型高超声速可变体飞行器 Fig.4 Hypersonic morphing aircraft with fuselage retractable configuration

声速环境空天飞机,该伸缩翼包含内翼和外翼。通过对外 翼和内翼进行了气动布局优化设计,该飞行器能实现在保 证外翼回收段升力系数和高速巡航段升阻比不增的约束条 件下,外翼回收段阻力系数减小5.6%。

#### 2.2 展向弯曲

展向弯曲机翼技术可以帮助飞行器减少阻力,增加高 低速时的稳定性,也可以提高避免失速的能力。美国海军 空间技术中心就 Ma 5~10时的高超声速飞行器进行了变形 设计<sup>[57]</sup>,该飞行器为乘波体外形,如图5所示。变形过程中 乘波体上表面和前缘不变,而下表面会发生弯曲使激波充 分附着。在研究中开发了一个简化模型,采用Q-DEIM算 法灵敏度分析确定了在 Ma 5、Ma 7和 Ma 10时的最佳控制 点和最佳外形。计算结果表明,将简单的弯曲应用于高超 声速飞行器,可以实现显著的性能提升,保证不同马赫数下 都能有较小的阻力。

## 2.3 可变后掠

早在20世纪就出现了一大批变后掠翼飞机,变后掠翼 是最早被应用的一种变形翼技术,可以根据飞行环境和飞 行任务需要改变机翼的后掠角。减小后掠角可以提高低速 飞行时的升阻比,增加后掠角可以减小高速时的飞行阻力。 变后掠角翼可以解决高低速性能要求的矛盾,因此也是高 超声速变体飞行器的可行途径之一。

空军工程大学张登成等<sup>[58]</sup>设计的宽速域飞行器如图6 所示。机翼为可变菱形连翼,连翼可发生转动,可以根据不 同的任务剖面自主调节前后连翼的掠角及展弦比。低速 时,飞行器可以将连翼调整为小掠角、大展弦比的构型以实 现迅速爬升;在超声速时,飞行器可以将连翼调整为大掠 角、小展弦比的菱形构型,从而快速增加飞行速度;当达到 高超声速时,连翼与机身合为一体形成类乘波体构型,以高



图 5 美国海军空间技术中心提出的展向弯曲高超声速 飞行器外形<sup>[57]</sup>

Fig.5 Configuration of curved hypersonic aircraft concept proposed by NAWC<sup>[57]</sup>



图 6 连翼飞行器<sup>[58]</sup> Fig.6 Morphing tandem-wing aircraft<sup>[58]</sup>

超声速气动外形进行巡航。该飞行器在超声速时,随马赫 数增加阻力系数会快速增大,因此该飞行器的超声速气动 外形设计仍需进一步完善。

西北工业大学戴沛等<sup>[59]</sup>提出一种可变后掠翼飞行器构型,如图7所示。该飞行器机身为乘波体,机翼后掠角可在0°~60°变化。该构型进行了气动试验和气动仿真,结果表明,这种变后掠翼加乘波体方案同时改善了乘波飞行器的低速起降性能与高速巡航性能,在*Ma* 3~8的范围内具有较好的综合性能,后掠角的改变能够明显在超声速及高超声速范围内提高飞行器的升阻比,改善翼面效率及操稳特性。

国防科技大学彭悟字<sup>[60]</sup>研究了采用伸缩、变后掠、折叠 三种不同变形模式时,飞行器在*Ma* 3~8时的气动特性和 翼面效率。机翼为梯形升力翼,通过望远镜式结构的多级 伸缩机翼实现伸缩变形,每级梯形升力翼可发生剪切式变 形改变后掠角,且机翼二维平面可绕前缘翼根进行折叠。 其针对三种变形进行了数值仿真,综合分析了各类变形的





特点及在Ma3~8时飞行器的气动性能、操稳特性等,其中 变后掠变形表现出了更优的适用于高超声速飞行的综合 性能。

## 3 高超声速变体飞行器的关键技术

## 3.1 变构型机构设计方法与理论

高超声速变体飞行器要实现变形的核心问题是进行变 构型机构设计。由于高超声速变体飞行器飞行环境复杂, 时变和非线性特性严重,变构型机构需要大型的变形骨架 来支撑内部结构同时实行变形,无法和常规飞行器一样进 行设计与建模,且低速飞行器和高速飞行器的气动外形相 去甚远,现有变形方式主要为单一维度的变形,难以实现高 超声速飞行器在跨大空域、宽速域下的最优飞行性能。完 善变构型机构设计方法与理论有望突破现有单一维度变形 翼的局限,再结合多种变形方式带来的气动优势,最大限度 地改善飞行器的飞行性能和对不同任务环境的适应能力。 3.1.1 自底向上式设计方法

目前,设计变形翼的内部结构有自顶向下和自底向上 两种思路,自底向上是基于不同子组件(如四面体、八面体、 Kagome等)单元设计变形桁架,然后通过运动学分析方法 (包括矩阵位移法、矢量法、指数积法、李群代数、旋量法和 影响系数法)求解邻接构态的变量关系及运用动力学分析 方法(包括拉格朗日法、牛顿欧拉法、高斯法、凯恩法等)进 行动力学特性研究,结合机构特性充分构建模型,再根据模 型不断进行调整。宾夕法尼亚州立大学 Ramrakhyani 等<sup>[61]</sup>

最早提出了一种由八面体可变形桁架单元组成的变形翼骨 架,如图8(a)所示,采用步进电机控制单元内部和单元间的 驱动绳长度使骨架发生变形,通过单元变形的累加,机翼可 实现25°展向弯曲和15°扭转变形,但该方案需采用大量电 机来控制驱动绳的长度,因此结构刚度和控制方式都不够 理想。哈尔滨工业大学张蒂<sup>[62]</sup>设计了一种基于四面体刚性 桁架单元的变形翼骨架,如图8(b)所示,并进行了运动学建 模与分析。该方案采用分布在单元之间的直线电机进行驱 动,通过四面体单元之间的相对转动,骨架可实现60°展向 弯曲和120°扭转变形。苏黎世联邦理工学院 Pasquier 等<sup>[63-64]</sup>提出了一种基于Kagome桁架结构的变形翼骨架,如 图8(c)所示,主动杆采用气动作动器驱动,能够实现展向弯 曲和扭转,重点对驱动布局设计开展了研究,变形精度达到 20%以内。在此基础上建立了基于影响系数法的分布式驱 动桁架结构的大变形运动学模型,并对比了采用线性和非 线性模型的区别,发现采用非线性运动学模型的驱动设计, 变形精度可提高至10%以内,驱动数量和行程可分别下降 23%和77%。Ryerson大学 Moosavian 等<sup>[65]</sup>提出了一种基于 并联机构的变形翼结构,如图8(d)所示,两个刚性翼肋之间 通过并联机构连接,并联机构含主动杆和被动杆,采用直线 电机作为主动杆,被动杆具有锁定和自由伸缩两种状态,通 过相邻翼肋的相对运动,该机翼可实现0°~40°展向弯曲、 0°~20°后掠角变化、±10°扭转角变化。

#### 3.1.2 自顶向下式设计方法

目前,应用最为广泛的是固体各向同性材料惩罚方法, 该方法认为结构可以离散成多个单元且每个单元密度可 变,可以通过对单元密度进行优化从而确定结构外形,但该 方法往往最后会出现灰度单元或者棋盘格现象。德国宇航 院Vasista<sup>[66]</sup>采用固体各向同性材料惩罚方法针对变弯度翼 梢小翼前缘的刚柔耦合结构进行拓扑优化设计。在此基础 上,丹麦技术大学Jensen等<sup>[67]</sup>提出了采用三相材料插值方 案来表示结构材料、驱动材料以及空隙,如图9(a)所示,用 于在三维机翼结构中同时设计变形功能和驱动装置。 Jensen 等并采用了特征映射方法来约束和简化执行器的几 何结构,设计了一个尾缘机翼来验证所提出的优化方法。 该研究的数值结果表明,三维优化的机翼剖面采用了结构 布局更合理,同时保持优于二维机翼肋骨的变形功能,具有 应用于三维变形机翼的潜力。基结构法是指通过在载荷作 用和约束作用点之间通过连接形成基结构,然后基于力学 方程对结构尺寸进行优化,效率较高。意大利米兰大学 Kintscher 等<sup>[68]</sup>采用基结构方法设计了无缝变弯度前缘,如



(a) Ramrakhyani等<sup>[61]</sup>设计的八面体桁架结构变形翼骨架



(c) Pasquier等<sup>[63-64]</sup>设计的Kagome桁架结构变形翼骨架



(b) 张蒂<sup>[62]</sup>设计的四面体桁架单元的变形翼骨架



(d) Moosavian等<sup>[65]</sup>设计的并联机构变形翼骨架



图9(b)所示,通过拓扑优化设计实现了较精准的变形。斯 坦福大学 Dubois 等<sup>[69]</sup>提出了一种结构布局多学科设计分析 与优化框架,采用基结构方法建立模型生成器,与高保真流 场求解器和结构分析器进行接口连接,并融入全局多学科优 化框架中,完成了在多个约束条件下的变形翼肋设计与优 化。渐进结构优化方法也得到了部分应用,其主要思想是根 据一定的优化准则,逐渐将无效或低效材料删除,这种方法 物理概念明确,适用于桁架、板壳和三维连续结构,可采用的 约束条件广泛,但需要进行较多次数的迭代。国内,西北工 业大学葛文杰团队[70-71]采用了双向渐进结构优化法对机翼 前后缘进行了拓扑优化,双向渐进结构优化法相比于渐进结 构优化法,除了能够移除结构外,还可以在需要的地方生成 新的结构。结合双向渐进结构优化法和遗传算法得到机翼 前后缘结构,并进行样机设计与试验。水平集方法通过将轮 廓设置为高维度的水平集函数,使得结构的拓扑和边界可以 被表达为零等势面,然后基于灵敏度驱计算结果几乎可以对 任意复杂结构进行拓扑变化。日本大阪府立大学 Kambayashi 等<sup>[72]</sup>基于水平集方法提出了将由堆叠式顺应机 构组成的多层顺应机构作为变形襟翼的内部结构,每层都有 独立的结构配置以提高变形形状的设计灵活性。考虑多种 飞行条件,根据飞行条件引入不同驱动力的负载情况,并使 用多目标优化问题来制定设计问题,结果表现不同的理想变 形形状,可最大限度地提高升阻比或最大升力系数。



ig.9 Structural schemes designed based on a top-do approach

自底向上的设计方法往往依赖于设计者的经验,初始 结构和约束的布置与优化方法的选取都会对最终的变形有 比较大的影响,在针对复杂外形时适应性较为困难,目前的 一些工作尚未形成完整的系统设计方法。自顶向下式的设 计方法,需要在高超声速状态下结合多约束的协同优化设 计算法进行实现,尤其在考虑到外流场高速、高温、高动压 的环境时,模型非线性程度高,会对计算提出很高的要求。 现有的变形翼设计相关构型和布局系统化设计方法仍不够 完善,需要就相关的参数化方法、结构分析方法等理论方法 开展研究,进一步揭示复杂飞行环境下的结构参数、驱动参 数、控制参数、载荷参数之间的作用机理,形成面向高超声 速环境下的变形翼的变构型机构设计方法与理论。

## 3.2 高功重比、快速响应的驱动设计

高超声速变体飞行器的驱动直接影响着变形性能,其 性能优劣在很大程度上影响到飞行器变形机构的运动状态。由于受环境约束和质量约束,驱动需要保证功重比能 完成任务并尽量减小附加的载荷。由于高超声速变体飞行 器飞行速度极快,驱动响应速度略微差一点将会引起极大 的偏差,因此高功重比、快速响应是未来高超声速变体飞行 器对驱动设计的核心诉求之一。

目前,传统驱动中应用最为广泛的包括液压驱动、气压 驱动和电机驱动。液压驱动具有较大的输出功率且精度较 高,但是液压驱动需要配备较重的液压源,其功重比较低, 而且易漏油,维修不方便。气压驱动具有结构简单、响应速 度较快等优点,但高超声速飞行器的极端力热环境下对气 动系统工作压力要求很高,而且气压瓶体积比较大。同时 气压、液压启动时间慢,因此限制了其在高超声速变体飞行 器上的应用。电机驱动具有结构简单、体积小、控制性能 好、重量(质量)轻等特点,但是电机驱动的输出力和功率相 对较小、功重比较低。

除传统驱动外,一些新型智能驱动也得到了研究。其 中,形状记忆材料具有独特的形状记忆效应,可以实现集感 知和驱动于一体,因此在变形翼领域得到了广泛的研究。 在美国智能机翼项目中,研究人员提出了一种可扭转变形 的机翼设计方案,该方案采用S形状记忆合金作为扭矩管 驱动器,然后将内管与可提供扭矩的执行机构相连,通过内 管转动可实现机翼的扭转变形。Rodrigue等<sup>[73]</sup>设计了一种 扭转变形机翼设计方案,如图10(a)所示,中部变形段是通 过交叉布设在内部的SMA丝驱动智能软复合结构,通过控 制两组SMA丝上电激励的大小,实现机翼扭转变形的形状 和翼梢段位置的控制。加拿大魁北克大学Coutu<sup>[74]</sup>基于 SMA的驱动器驱动机翼上表面设计了机翼翼型厚度可变的机翼结构,如图10(b)所示。国内,南京航空航天大学李飞<sup>[75]</sup>研究了将形状记忆合金应用于驱动后缘变形,制造了变后缘样机并进行了风洞验证;西北工业大学谷小军等<sup>[76]</sup>设计并验证了一种形状记忆合金驱动的可变翼梢小翼,如图10(c)所示。后续基于开发的三维SMA本构模型,对SMA杆件驱动的翼梢小翼变形过程进行了数值仿真,并分析了不同SMA杆型对翼梢小翼变形能力的影响。



A



布里斯托大学 Kimaru 等<sup>[77]</sup>结合分布式压电陶瓷和复 合材料板设计了一种弯度变形机翼,验证了在气动力作用 下实现机构稳定控制的可行性。大连理工大学李春晖等<sup>[78]</sup> 分析了压电纤维复合材料致动器在受到电压载荷下对缩比 模型的主动变形产生的影响,并制造出可变形机翼缩比模 型,黏结压电纤维复合材料致动器后进行地面试验,完成了 对模拟仿真的结果的验证。哈尔滨工业大学王利平等<sup>[79]</sup>采 用压电叠堆陶瓷的液压泵设计了一种压电控制驱动器,实 现了机翼后缘结构的连续变弯度。

火工驱动作动的能源来自其内部火药复杂的化学反 应,将装药的化学能转换成内能,再转换为所需运动的机械 能。具有输入能量小、作用迅速、可靠性高等优点,可实现 瞬时大功率输出并且响应时间可达毫秒级。Dunaway等<sup>[80]</sup> 设计了一种带有点火器的燃气发生器,用于导弹、火箭等从 各种类型的发射筒中发射的飞行器的推进。一般而言,这 种飞行器使用自身发动机内部推力推动飞行器飞出发射筒 (热发射),这减少了发动机推进剂储量,影响飞行器飞行距 离。为了解决这个问题,采用气体发生器产生高压气体将 飞行器弹射出发射筒,给飞行器提供一个初始速度(冷发 射),有效地提升了飞行器推进剂的利用效率,增加了飞行 距离。Zhou Yingcong 等<sup>[81]</sup>设计了一种单缸自由活塞发电 机,通过燃气爆燃作动将机械能直接转化为电能。北京理 工大学付文娟等[82]设计了一套包含多根产气药柱、可自适 应点火、可变推力的燃气驱动装置,并采用数值仿真模拟方 法,研究不同作用药柱个数、作用时间及弹体质量,发射系 统内部压强和弹体运动随时间的变化情况。仿真及试验结 果表明,其所设计的燃气发生器药柱燃烧性能好、可自适应 点火、可为系统提供可变推力。哈尔滨工业大学姜阳[83]提 出了火工爆燃式可重复直线作动器的整体方案,如图11所 示,包括活塞作动部件、缓冲结构、锁定机构和排气阀门多 种方案,并进行了火工爆燃式可重复直线作动器数值求解 和试验对照,仿真曲线与试验曲线在趋势上十分接近,且具 备可重复作动的潜力。





以上列举的新型驱动在实际使用中均具有一定限制 性,如形状记忆合金驱动散热困难、冷却速度影响严重,变 形频率受限;压电材料变形频率很高,但是单次变形输出 功率很小;火工爆燃式驱动机理复杂,精准控制难度大。 此外,还有一些驱动也得到了研究,但都具有明显的缺点, 如基于气动肌肉纤维的"气动肌肉",具有响应速率快、结构轻便等优势,但驱动力过小,同时控制精度会受气动阀 门性能制约,且具有迟滞非线性、鲁棒性不强等特征。在 响应精度、能量密度、结构体积上有着优势的超声电机,也 存在故障率较高、使用寿命短、制造工艺复杂等缺点。总 体而言,各种驱动系统都具有一定特点和优势,但在实际 应用过程中,都有各自的"瓶颈"亟须解决。在未来驱动研 究中,应该围绕新型材料及结构的特性开展研究,进行驱 动元件深入的优化和改进,保证高功重比、快速响应、可靠 性及可重复使用,为其在高超声速变体飞行器上的应用提 供技术支撑。

## 3.3 可承载大变形蒙皮

在高超声速变形体飞行器飞行过程中,蒙皮需要承受 较大的气动载荷,同时实现光滑、连续的大变形。这对蒙皮 设计提出了极高的要求,需要蒙皮在面外方向具有足够刚 度能在将气动载荷传递到机翼内部承力的骨架,同时需要 保持较好的弹性使在面内变形方向上可以较小的驱动代价 发生变形。早期分段蒙皮被广泛采用,但由于蒙皮的非连 续性和表面不够光滑的缺点在高超声速时的高温环境下会 引起巨大隐患而无法被采用。目前,国内外对大变形柔性 蒙皮技术开展了大量深入的研究,现有的蒙皮材料主要有 合成橡胶、纤维增强橡胶、形状记忆合金及聚合物等复合结 构蒙皮。

美国国防预先研究计划局(DARPA)在智能机翼 (Smart Wing)项目<sup>[84]</sup>中采用了硅胶作为蒙皮材料来满足机 翼变形和气密性要求;美国新一代航空公司研制的"滑动蒙 皮"可变形无人验证机也采用了硅橡胶材料作为变形蒙皮。 橡胶蒙皮虽然能完成大变形,但其低模量无法承受高的气 动载荷。虽然可以采用预埋支撑带施加预应力的方法来提 高硅橡胶蒙皮的承载能力,如图12(a)所示,但会引起材料 疲劳和蠕变等问题。

祝连庆等<sup>[85]</sup>利用增强纤维和聚合物基体开发了一种轻量化的形状记忆聚合物材料,该材料的弹性模量随温度变化,有望通过控制温度实现大尺度变形。南京航空航天大学翟宏州等<sup>[86]</sup>设计了一种蒙皮方案,如图12(b)所示,将SMA丝嵌入蜂窝蒙皮驱动夹层内部,通过对SMA丝的调控实现蒙皮发生后掠与上反。大连理工大学王亚豪<sup>[87]</sup>将U形蜂窝结构与形状记忆合金相结合,提出了具有大变形能力的柔性蒙皮芯层结构方案。

宾夕法尼亚州立大学Olympio等<sup>[88]</sup>提出了光滑柔性材料包夹变形蜂窝结构的三明治式夹芯柔性蒙皮结构,如图

12(c)所示。哈尔滨工业大学王云飞等<sup>[89]</sup>将碳纤维棒与凯 芙拉线嵌入橡胶设计出了一种适用于剪切式变后掠翼的蒙 皮,并进行了试验验证。哈尔滨工业大学孙健<sup>[90]</sup>结合泡沫 和形状记忆聚合物材料研发出了一种可实现大变形要求的 蒙皮。沈阳飞机设计研究所程文杰等<sup>[91]</sup>通过对夹层柔性蜂 窝和外侧弹性胶膜的设计,发展了一种能够满足后缘变弯 度机翼的面内变形和面外承载要求的蒙皮,但这种蒙皮结 构质量较大且需要较大的驱动力。

现有大变形蒙皮大多未考虑热防护设计且难以兼顾变



(a)蒙皮内埋支撑带的蒙皮方案



(b) 蜂窝结合形状记忆合金的蒙皮骨架[86]



形和承载要求,高弹性蒙皮存在承载不足的缺陷,单纯的形状记忆合金及聚合物也存在变形不足的问题,高超声速的高压、高温环境下可承载大变形蒙皮可能存在的解决方案是考虑高超环境的材料设计下开展新型可控智能材料研究和能在指定方向进行刚度设计的各项异性超材料骨架设计,结合柔性基底形成增强复合蒙皮结构,来保证蒙皮能完成面内光滑变形和面外大承载能力。

## 3.4 承载/热防护一体化结构设计

高超声速流动具有高马赫数、薄激波层、极高的气体温 度、真实气体效应、强黏性效应,以及显著的气动热效应等 特点。当飞行器的速度到达高超声速时,由于强烈的气动 加热效应,同时会给飞行器结构带来巨大隐患。结构在快 速加热情况下,材料弹性模量和强度极限降低,致使材料的 承载能力降低,并且由于材料的热阻不同,会造成较大的热 梯度,导致局部会有较大的热应力,并会与气动载荷作用叠 加,进一步影响结构的承载能力。高超声速变体飞行器的 操纵舵面可能更为特殊,飞行器的结构在高温热应力和气 动力的双重作用下,会对高超声速变体飞行器的各部位产 生过大变形,进而破坏结构的气动外形,又会进一步加剧气 动热弹性问题。传统设计中忽略了热力耦合作用,热防护 和承载结构是分开设计研制的,这会造成其黏结连接维修 性差、力学性能降低等危害。为解决以上问题,需要开展承 载/热防护一体化结构设计研究。

NASA 在基础航空计划(FAP)项目<sup>[92]</sup>中提出将热防护 作为机身承力结构的一部分,在完成防隔热功能的基础上 能够分担机身结构载荷,形成结构一体化热防护系统。图 13(a)展示了在波纹板空隙中填充隔热材料的承载/热防护 一体化方案,这种结构具有较好的面内、面外高刚度特性, 实现了隔热与承载功能的集成,但是在腹板处容易引起热 短路效应。为解决这一问题,NASA兰利研究中心<sup>[93]</sup>提出 将实心腹板改为空心腹板这一改进方案,同时为保持腹板 的承载能力,利用腹板加强筋进行连接,如图13(b)所示。 在此基础上,NASA兰利研究中心<sup>[94]</sup>进一步提出刚性隔热 条夹芯结构方案,如图13(c)所示,通过将纤维复合材料包 覆在氧化铝外侧提高热障,利用隔热瓦的隔热和固定支撑 作用,结合包覆层的加强作用,使得夹芯结构同时具有隔热 与承载能力。美国 SMARF 公司<sup>[95]</sup>提出了蜂窝夹芯结构方 案,如图13(d)所示,使用CMC箔片制备夹芯板的面板以及 蜂窝夹芯结构,并在夹芯中填充隔热材料,增强了传统夹芯 板的热防护性能和高温下的力学性能。

得克萨斯州农工大学[96]研制了一种承载防热与传感控





制一体化的多功能复合材料,可在不同的温度和频率下进 行调控,加大了材料的有效工作范围。英国帝国理工学 院<sup>1971</sup>制备了一种新型的多功能复合材料,通过将结构性碳 纤维织物嵌入碳气凝胶(CAG)的连续网络中,将材料的面 内剪切强度提升了4.5倍,同时提高了约100倍的电化学性 能,有望转化热载并进行储能。在HOPE-X飞行器设计中, 沈娟等<sup>1981</sup>采用增强碳/碳热结构、碳/碳面板和高温合金等材 料,在承力冷结构外设置外部防热系统,并进行了热通道设 计进行隔热。

西北工业大学龚春林研究团队[99]提出了一种适用于高 超声速的多功能热防护系统,如图14所示,该系统具有热电 (TE)转换和承载附加功能。该概念在宏观尺度上呈现为一 个板块,在中观尺度上为一个单元。中观单元由 TE 模块和 热防护层(TPS)间隙构成。TE模块包括氧化铝陶瓷层和纤 维隔热层,用于散发一定量的空气动力热量;高温和中温TE 层用于将空气动力热量高效转化为电能;承载框架和蜂窝 芯,以提高承载能力:嵌入TE材料中的导电板和低模高温黏 合剂,以减轻热应力,具有承载、热防护和供电等多重有效功 能。哈尔滨工业大学孟松鹤研究团队[100]进行了三种独特热 防护技术的热结构尺寸设计,分别为带有冷结构的寄生热防 护系统(TPS)和带有绝缘的热结构以及集成热防护系统 (ITPS)。研究结果显示:(1)带有内部绝缘的热结构具有最 高的体积效率,具有承载能力的ITPS具有最高的重量效率; (2)ITPS和带绝缘的热结构是有应用前景的未来高超声速飞 行器热防护技术,而寄生TPS是一种非常成熟的技术,在低 热负荷下具有竞争力;(3)热负荷对不同TPS的体积和重量 效率具有主导影响。湖南大学韦凯研究团队[101]通过将轻质 点阵结构与高温陶瓷以及陶瓷基复合材料相结合,提出了防



图 14 龚春林团队的功能热防护系统方案<sup>[99]</sup> Fig.14 Functional thermal protection system scheme by the Gong Chunlin team<sup>[99]</sup>

隔热一体化的高温点阵结构热防护系统概念,先后研究了 C/SiC 高温点阵、ZrO<sub>2</sub>高温陶瓷波纹板,以及 ZrB<sub>2</sub>-SiC-G 超高温陶瓷波纹板等耐高温防隔热一体化结构。

随着技术的进步,集防热与承载于一体的承载/热防护 一体化结构设计在高速发展,在降低热应力、轻量化和提高 连接可靠性等方面展现了很强的优点。目前,研究热防护 系统夹层结构设计展示出了设计的潜力和多样性,包括采 用波纹型芯、点阵型芯、晶格型芯、多层型芯、泡沫型芯、蜂 窝型芯和仿生型芯等,用于夹层结构的材料包括各种类型 的层压复合材料、陶瓷基复合材料和金属。针对承载/热防 护一体化结构设计及相应的分析方法开展研究形成系统性 理论,在此基础上寻找新型承载防热材料解决高超声速流 动下的热力耦合问题,仍将是超声速变体飞行器设计的重 要研究方向。

## 4 总结与展望

高超声速变体飞行器技术对于我国航空航天事业的发展具有重要意义,目前国内外均在开展研究。本文结合高超声速技术和变体飞行器技术,对高超声速变形翼主要构型和核心技术进行了阐述与分析,其中变展长、变后掠、展向变弯等变形已经展现出了在宽速域、大空域环境下提高飞行器飞行性能的能力。

目前来看,结合乘波体等高超声速构型开展多维度变 形研究具有提高高超声速变体飞行器的变形性能的潜力。 其关键在于突破变构型机构设计方法、高功重比与快速响 应的驱动、大承载蒙皮及承载/防热一体化设计等技术"瓶 颈",发展出适用于高超声速变体飞行器的新成果和新技 术。

#### 参考文献

[1] 包为民,汪小卫. 航班化航天运输系统发展展望[J]. 宇航总体技术,2021,5(3): 1-6.
 Bao Weimin, Wang Xiaowei. Development prospect of

commercialized space transportation systems[J]. Astronautical System Engineering Technology, 2021, 5(3): 1-6. (in Chinese)

- [2] Bao Weiming, Lyu Xiaozhou, Bai Guanghai, et al. Exploration on the frontiers of flexible and deformable cross-domain intelligent flight[J]. Aerospace China, 2021, 22(1): 5-11.
- [3] Li Daochun, Zhao Shiwei, Daronch A, et al. A review of modelling and analysis of morphing wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 100: 46-62.
- [4] Ding Shuai, Zhou Xiang. Structural design and optimization of a morphing wing trailing edge flap[J]. Aerospace Systems, 2018, 1(2): 109-119.
- [5] Vasista S, Nolte F, Monner H P, et al. Three-dimensional design of a large-displacement morphing wing droop nose device[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2018, 29(16): 3222-3241.
- [6] 葛文杰,张永红,刘博,等. 基于超弹性材料拓扑优化方法的 变形翼结构设计[J].航空科学技术,2022,33(12): 70-80.
  Ge Wenjie, Zhang Yonghong, Liu Bo, et al. Structural design of deformable wing based on hyperelastic material topology optimization method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 70-80.(in Chinese)
- [7] Arena M, Concilio A, Pecora R. Aero-servo-elastic design of a morphing wing trailing edge system for enhanced cruise performance[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 215-235.
- [8] Cavalieri V, Gaspari A, Ricci S. Optimization of compliant adaptive structures in the design of a morphing droop nose[J]. Smart Materials and Structures, 2020, 29(7): 22.
- [9] 张梦杰,薛景锋,王文娟,等.变弯度机翼后缘多电机分布式 控制系统设计与验证[J].航空科学技术,2022,33(12):88-96. Zhang Mengjie, Xue Jingfeng, Wang Wenjuan, et al. Design and verification of multi-motor distributed control system for xariable curved wing trailing edge[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(12):88-96.(in Chinese)
- [10] Kammegne M J T, Grigorie L T, Botez R M, et al. Design and wind tunnel experimental validation of a controlled new rotary

actuation system for a morphing wing application[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(1): 132-145.

- Budarapu P, Natarajanr R. Design concepts of an aircraft wing: Composite and morphing airfoil with auxetic structures[J].
   Frontiers of Structural and Civil Engineering, 2016, 10(4): 394-408.
- [12] Kammegne M J, Botez R M, Grigorie L, et al. Proportional fuzzy feed-forward architecture control validation by wind tunnel tests of a morphing wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 561-576.
- [13] Manzo J, Garcia E. Demonstration of an in situ morphing hyperelliptical cambered span wing mechanism[J]. Smart Materials and Structures, 2010, 19(2): 025012.
- [14] Ranjan P, Ansell P J, James K A. Optimal hyperelliptic cambered span configurations for minimum drag[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(1): 356-368.
- [15] 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 Jiaxing.Smart structure technology progress of morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12):13-30.(in Chinese)
- [16] Rodrigue H, Cho S, Han M W, et al. Effect of twist morphing wing segment on aerodynamic performance of UAV[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016, 30(1): 229-236.
- [17] Jenett B, Calisch S, Cellucci D, et al. Digital morphing wing: Active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures[J]. Soft Robotics, 2017, 4(1): 33-48.
- [18] Vocke III R D, Kothera C S, Woods B K S, et al. Development and testing of a span-extending morphing wing[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 879-890.
- [19] Ajaj R M, Friswell M I, Bourchak M, et al. Span morphing using the GNATSpar wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 53: 38-46.
- [20] Ajaj R M, Jankee G K. The transformer aircraft: A multimission unmanned aerial vehicle capable of symmetric and asymmetric span morphing[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 512-522.
- [21] Bishay P L, Burg E, Akinwunmi A, et al. Development of a

new span-morphing wing core design[J]. Designs, 2019, 3 (1): 12.

- [22] Greatwood C, Waldock A, Richardson T. Perched landing manoeuvres with a variable sweep wing UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 510-520.
- [23] Dai Pei, Yan Bingbing, Huang Wei, et al. Design and aerodynamic performance analysis of a variable-sweep-wing morphing waverider[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105703.
- [24] Ma Tianrui, Fan Yida, Chang Nan, et al. Design of a variablesweep wing structure with flexible shear skin[J]. Aerospace Systems, 2022, 5(1): 37-46.
- [25] Boskovich B, Kaufmann R E. Evolution of the honeywell firstgeneration adaptive autopilot and its applications to F-94,F-101, X-15, and X-20 vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2015, 3(4): 296-304.
- [26] Berry S A , Auslender A H , Dilley A D , et al. Hypersonic boundary-layer trip development for hyper-x[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2001, 38(6):853-864.
- [27] Dydek Z T, Annaswamy A M, Lavretsky E. Adaptive control and the nasa X-15-3 flight revisited[J]. IEEE Control Systems Magazine, 2010, 30(3):32-48.
- [28] Zhao Zhentao, Huang Wei, Li Yan, et al. An overview of research on wide-speed range waverider configuration[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020,113:12.
- [29] 党爱国,郭彦朋,王坤.国外高超声速武器发展综述[J].飞航导弹,2013(2):8.

Dang Aiguo, Guo Yanpeng, Wang Kun. Overview of foreign hypersonic weapon development [J]. Missile and Aerospace Vehicles, 2013(2): 8. (in Chinese)

[30] 李素循. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京:国防工业出版社,2007.

Li Suxun. Flow characteristics of typical shapes in hypersonic flows[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

[31] Carter D, Osborn R, Hetrick J, et al. Quest for efficient transonic cruise[C].7th AIAA ATIO Conference, 2nd CEIAT International Conference on Innovation and Integration in Aerospace Sciences, 17th Lighter-Than-Air Systems Technology Conference; followed by 2nd TEOS Forum, 2007: 7812.

- [32] Bonnema K, Smith S. AFTI/F-111 mission adaptive wing flight research program[C]. 4th Flight Test Conference, 1988: 2118.
- [33] Smith S B, Nelson D W. Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(11): 950-958.
- [34] 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: 230-237.
- [35] Martin C A, Bartley-Cho J D, Flanagan J S, et al. Design and fabrication of smart wing wind tunnel model and SMA control surfaces[C].Smart Structures and Materials, 1999: 237-249.
- [36] Pendleton E W, Bessette D, Field P B, et al. Active aeroelastic wing flight research program: Technical program and model analytical development[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(4): 554-561.
- [37] Kota S, Osborn R, Ervin G, et al. Mission adaptive compliant wing design, fabrication and flight test mission adaptive compliant wing[R]. Rtompavt, 2006.
- [38] Hetrick J, Osborn R, Kota S, et al. Flight testing of mission adaptive compliant wing[C]. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, 2013.
- [39] Ivanco T G, Scott R C, Love M H, et al. Validation of the lockheed martin morphing concept with wind tunnel testing[C]// Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2007: 23-26.
- [40] Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey[C].45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [41] Pecora R, Concilio A, Dimino I, et al. Structural design of an adaptive wing trailing edge for enhanced cruise performance [C]. 24th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, 2016.
- [42] Ciminello M, Ameduri S, Dimino I, et al. Fiber optic shape sensor system for a morphing wing trailing edge[J]. Smart Structures and Systems, 2017, 20(4): 441-450.
- [43] Şahin H L, Yaman Y. Synthesis, analysis, and design of a novel mechanism for the trailing edge of a morphing wing[J]. Aerospace, 2018, 5(4): 127.
- [44] Vasista S, Gaspari A D, Ricci S, et al. Compliant structuresbased wing and wingtip morphing devices[J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology, 2016, 88(5): 311-330.

- [45] Cavalieri V, Gaspari A D, Ricci S. Optimization of compliant adaptive structures in the design of a morphing droop nose[J]. Smart Materials and Structures, 2020, 29(7):22.
- [46] Jodin G, Bmegaptche Y, Saucray J M, et al. Optimized design of real-scale a320 morphing high-lift flap with shape memory alloys and innovative skin[J]. Smart Materials and Structures, 2018, 27(11): 115005.
- [47] Jean-Baptiste T, Flaszynski P, Simiriotis N, et al. Aerodynamic performance of a bio-inspired A320 morphing wing in the transonic regime[C]. AIAA Aviation 2019 Forum, 2019.
- [48] Tekap Y, Giraud A, Jodin G, et al. Design of a large-scale highlift morphing A320 wing based on electro-mechanical actuators and shape memory alloys[C].AIAA Aviation 2019 Forum, 2019.
- [49] Wickramasinghe V, Chen Y, Martinez M, et al. Design and verification of a smart wing for an extreme-agility micro-airvehicle[J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20(12): 125007.
- [50] Cramer N, Cheung K, Sweis S M. Design and testing of a lattice-based cellular component active twist wing[C]. 24th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, 2016:1085.
- [51] Cheung K, Cellucci D, Copplestone G, et al. Development of mission adaptive digital composite aerostructure technologies (MADCAT) [C]. 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2017:4273.
- [52] Takama Y. Practical waverider with outer wings for the improvement of low-speed aerodynamic performance [C].17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011: 2300.
- [53] Bao Cunyu, Wang Peng, Tang Guojian. Design of guidance and control system for hypersonic morphing vehicle in dive phase[C]. 2019 CAA Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes, 2019.
- [54] 刘晓斌. 高超声速飞行器变构型方式探索研究[J]. 战术导弹 技术,2018(4):1-5.
  Liu Xiaobin. Exploration and research on morphing configurations of hypersonic vehicles [J]. Tactical Missile Technology, 2018(4): 1-5. (in Chinese)
- [55] 岳彩红,唐胜景,王肖,等.高超声速伸缩式变形飞行器再入 制导方法[J].北京航空航天大学学报,2021,47(6):1288-1298.
   Yue Caihong, Tang Shengjing, Wang Xiao, et al. Reentry guidance method for hypersonic expandable morphing aircraft

[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1288-1298. (in Chinese)

- [56] 罗世彬,岳航,刘俊.高超声速变构型飞行器气动布局优化设计[J].电子技术与软件工程,2023(2):51-55.
  Luo Shibin, Yue Hang, Liu Jun. Optimization design of aerody-namic layout for hypersonic morphing aircraft[J]. Electronic Technology and Software Engineering, 2023(2):51-55. (in Chinese)
- [57] Phoenix A A, Rogers R E, Maxwell J R, et al. Mach 5~10 morphing waverider: Control point study[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(2):493-504.
- [58] 张登成,罗浩,张艳华,等. 宽速域变构型高超声速飞行器气动特性研究[J]. 固体火箭技术,2019(1):7.
  Zhang Dengcheng, Luo Hao, Zhang Yanhua, et al. Aerodynamic characteristics study of broad-speed- range morphing hypersonic aircraft [J]. Solid Rocket Technology, 2019(1): 7. (in Chinese)
- [59] Dai Pei, Yan Bingbing, Huang Wei, et al. Design and aerodynamic performance analysis of a variable-sweep-wing morphing waverider[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98:105703.
- [60] 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):7.
  Peng Wuyu, Yang Tao, Tu Jianqiu, et al. Analysis of wing deformation modes for hypersonic morphing aircraft[J].
  Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(3): 7. (in Chinese)
- [61] Ramrakhyani D S, Lesieutre G A, Frecker M, et al. Aircraft structural morphing using tendon-actuated compliant cellular trusses[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(6): 1615-1621.
- [62] 张蒂. 基于四面体桁架的飞行器变形骨架研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学,2018.
  Zhang Di. Research on deformation skeleton of aircraft based on tetrahedral truss[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [63] Pasquier C D, Shea K. Actuator placement optimization in an active lattice structure using generalized pattern search and verification[J]. Smart Materials and Structures, 2021, 30(11): 5007.
- [64] Pasquier C D, Shea K. A nonlinear optimization method for large shape morphing in 3D printed pneumatic lattice structures[J]. Smart Materials and Structures, 2022, 31(6): 5016.

- [65] Moosavian A, Xi Fengfeng, Hashemi S M. Design and motion control of fully variable morphing wings[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(4):1189-1201.
- [66] Vasista S, Gaspari A D, Ricci S, et al. Compliant structuresbased wing and wingtip morphing devices[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016, 88(5): 311-330.
- [67] Jensen P D L, Wang F, Dimino I, et al. Topology optimization of large-scale 3D morphing wing structures[J]. Actuators. MDPI, 2021, 10(9): 217.
- [68] Kintscher M, Geier S, Monner H P, et al. Investigation of multimaterial laminates for smart droop nose devices[C]. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014.
- [69] Dubois A, Farhat C, Abukhwejah A H. Parameterization framework for aeroelastic design optimization of bio-inspired wing structural layout[C]. 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2016.
- [70] Zhang Yaqing, Ge Wenjie, Zhang Yonghong, et al. Design of compliant mechanism-based variable camber morphing wing with nonlinear large deformation[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2019, 16(6): 1729881419886740.
- [71] 葛文杰,张永红,刘博,等. 基于超弹性材料拓扑优化方法的 变形翼结构设计[J]. 航空科学技术,2022,33(12):70-80.
  Ge Wenjie, Zhang Yonghong, Liu Bo, et al. Morphing wing structural design based on topology optimization method with hyperelastic materials[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 70-80. (in Chinese)
- [72] Kambayashi K, Kogiso N, Yamada T, et al. Multiobjective topology optimization for a multi-layered morphing flap considering multiple flight conditions[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2020, 63 (3): 90-100.
- [73] Rodrigue H, Cho S, Han M W, et al. Effect of twist morphing wing segment on aerodynamic performance of UAV[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016,30(1):229-236.
- [74] Coutu D, Brailovski V, Terriault P. Experimental validation of 3D numerical model for an adaptive laminar wing with flexible extrados[J]. Adaptive Structures and Technologies, 2009(4) :

200-208.

[75] 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 actuation mechanism of aircraft adaptive wings [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

- [76] 谷小军,周炳楠,王文龙,等.形状记忆合金驱动的可变翼梢 小翼设计与验证[J].机械工程学报,2022,58(17):49-57.
  Gu Xiaojun, Zhou Bingnan, Wang Wenlong, et al. Design and verification of shape memory alloy-actuated variable wingtip slat[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(17): 49-57. (in Chinese)
- [77] Kimaru J, Bouferrouk A. Design, Manufacture and test of a camber morphing wing using MFC actuated mart rib[C]. 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering.IEEE, 2017.
- [78] 李春晖,孙士勇,牛斌,等.MFC驱动的可变形机翼缩比模型 主动变形研究[J].压电与声光,2018,40(1):4.
  Li Chunhui, Sun Shiyong, Niu Bin, et al. Active deformation study of shape-changing wing with MFC actuation[J].
  Piezoelectrics and Acoustooptics, 2018, 40(1): 4. (in Chinese)
- [79] 王利平. 基于压电泵驱动变后缘弯度机翼结构设计[D]. 哈尔 滨:哈尔滨工业大学,2016.
  Wang Liping. Design of variable trailing edge bending wing structure driven by piezoelectric pump[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [80] Dunaway J D, Garbe D J, Sampson W P, et al. Gas generators, launch tubes including gas generators and related systems and methods: U.S. Patent 8967046[P]. 2015-03-03.
- [81] Zhou Yingcong, Sofianopoulos A, Lawler B, et al. Advanced combustion free-piston engines: A comprehensive review[J]. International Journal of Engine Research, 2020, 21(7): 1205-1230.
- [82] 付文娟,曾庆轩,李明愉. 一种燃气发生器的变推力设计与仿 真[J]. 火箭推进,2019, 45(6):38-44.
  Fu Wenjuan, Zeng Qingxuan, Li Mingyu. Variable thrust design and simulation of a gas generator[J]. Rocket Propulsion, 2019, 45(6): 38-44. (in Chinese)
- [83] 姜阳.火工爆燃式可重复直线作动器研究[D].哈尔滨:哈尔 滨工业大学,2022.

Jiang Yang. Study on pyrotechnic combustion-driven reversible linear actuator [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022. (in Chinese)

- [84] Bartley-Cho J D, Wang D P, Martin C A, et al. Development of highrate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[J]. Intelligent Material System and Structures, 2004, 15: 279.
- [85] 祝连庆,孙广开,李红,等.智能柔性变形机翼技术的应用与发展[J].机械工程学报,2018,54(14):28-42.
  Zhu Lianqing, Sun Guangkai, Li Hong, et al. Application and development of intelligent flexible deformation wing technology [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54 (14): 28-42. (in Chinese)
- [86] 翟宏州,芦吉云,王帮峰,等,具有 SMA 驱动层的柔性蒙皮主 动变形特性研究[J]. 兵器材料科学与工程,2014,37(4):1-3. Zhai Hongzhou, Lu Jiyun, Wang Bangfeng, et al. Study on active deformation characteristics of flexible skin with smadriven layer [J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2014, 37(4): 1-3. (in Chinese)
- [87] 王亚豪.基于超弹形状记忆合金的柔性蒙皮设计和实验验证 [D].大连:大连理工大学,2020.

Wang Yahao. Design and experimental verification of flexible skin based on superelastic shape memory alloy[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020. (in Chinese)

- [88] Olympio K R, Gandhi F. Flexible skins for morphing aircraft using cellular honeycomb cores [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(17): 1719-1735.
- [89] 王云飞,肖洪,杨广,等.平行连杆式变形翼结构设计及分布 式驱动配置[J].哈尔滨工业大学学报,2022,54(1):65-72.
  Wang Yunfei, Xiao Hong, Yang Guang, et al. Design of parallel linkage deformable wing structure and distributed actuation configuration [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2022, 54(1): 65-72. (in Chinese)
- [90] 孙健. 基于 SMPC 蒙皮和主动蜂窝结构的可变形机翼结构研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
  Sun Jian. Research on deformable wing structure based on SMPC skin and active honeycomb structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [91] 程文杰,周丽,张平,等.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,2015,36(2):

680-690.

Cheng Wenjie, Zhou Li, Zhang Ping, et al. Design and analysis of zero poisson's ratio cross-shaped hybrid honeycomb and its application in flexible skin [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 680-690. (in Chinese)

- [92] Martunez O, Sankar B, Haftka R, et al. Two-dimensional orthotropic plate analysis for an integral thermal protection system[J].AIAA Joural, 2012, 50(2): 387-398.
- [93] Daryabeigi K, Branch C. Thermal properties for accurate thermal modeling[C]. 2011 Thermal and Fluids Analysis Workshop, 2011.
- [94] Pittman J L, Koudelka J M, Wright M J, et al. Hyper-sonics project overview [C]. Fundamental Aeronautics Program 2011 Annual Meeting, 2011.
- [95] Villanueva D, Haftka R T, Sankar B V. Including the effect of a future tese and redesign in reliability calculations[J]. AIAA Journal, 2011, 49(12):2760-2769.
- [96] Alexander C, Ochoa O. Extending onshore pipeline repair to offshore steel risers with carbon fiber reinforced composites[J]. Composite Structures, 2010, 92(2): 499-507.
- [97] Qian H, Kucernak A R, Greenhalgh E S, et al. Multi-functional structural supercapacitor composites based on carbon aerogel modified high performance carbon fiber fabric[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2013, 5(13): 6113-6122.
- [98] 沈娟,李舰.高超声速飞行器的防热材料与防热结构进展[J]. 飞航导弹,2013(1):33-36.
  Shen Juan, Li Jian. Progress in thermal protection materials and structures for hypersonic vehicles[J]. Missile and Aerospace Vehicles, 2013(1):33-36. (in Chinese)
- [99] Gao Gui, Gou Jianjun, Gong Chunlin, et al. A novel mechanical-thermal-electrical thermal protection system concept and its multi-scale performance evaluation for hypersonic launch vehicles[J]. Composite Structures, 2021, 268: 113962.
- [100] Meng Songhe, Yang Qiang, Xie Weihua, et al. Comparative study of structural efficiencies of typical thermal protection concepts[J].AIAA Journal, 2017, 55(7):1-5.
- [101] Wei Kai, Peng Yong, Wang Kaiyu, et al. High temperature mechanical properties of lightweight C/SiC composite pyramidal lattice core sandwich panel[J]. Composite Structures, 2017, 178: 467-475.

## Review on Key Technologies for Hypersonic Morphing Aircraft

Cheng Gui<sup>1</sup>, Yang Guang<sup>2</sup>, Guo Hongwei<sup>2</sup>, Zhou Xiang<sup>1</sup>

1. Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China

2. State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

**Abstract:** Hypersonic morphing aircraft have the potential to enhance the versatility of aircraft across a wide range of speeds and altitudes, which holds significant strategic importance in both civil and military sectors. This paper focuses on the research progress of hypersonic morphing aircraft, discussing advancements and current status in domestic and international hypersonic projects as well as morphing aircraft projects. The classification and introduction of main morphing methods of existing hypersonic morphing aircraft are also presented. This paper summarizes the technical research challenges in various aspects of hypersonic morphing aircraft, including design methods and theories for morphing mechanisms, high thrust-to-weight ratio and rapid response drive designs, load-bearing deformable skins, and integrated structures for load-bearing and thermal protection. This paper concludes by outlining potential research directions for the future development of hypersonic morphing aircraft, aiming to provide valuable insights for subsequent studies in this field.

Key Words: hypersonic; morphing aircraft; cross-domain; morphing wing; structural design