

# 组合动力空天飞行若干科技关键问题

魏毅寅

(中国航天科工集团有限公司, 北京 100039)

**摘 要:** 组合动力运载器具有低成本、高可靠、快响应、强机动的优势, 近年来已经成为未来重复使用航天运输系统的重要方向。针对组合动力运载器, 从原理层面分析了技术特点, 并与传统火箭动力运载器进行了对比; 系统地回顾了国内外组合动力运载器的发展历程与研究现状; 结合组合动力运载器飞行剖面, 分析了组合动力空天飞行面临的难点问题和技术挑战, 探讨了未来关键技术与综合保障体系可能的发展方向, 参考国外发展经验与国内技术水平, 提出了适合我国国情的技术验证路线, 可为组合动力运载器的发展提供参考。

**关键词:** 组合动力; 可重复使用运载器; 空天飞行器; 航天运输系统; 一体化控制; 空天飞行技术

中图分类号: V52

文献标识码: A

文章编号: 2097-0714(2022)01-0001-12

DOI: 10.16338/j.issn.2097-0714.20220601

## Major technological issues of aerospace vehicle with combined-cycle propulsion

Wei Yiyin

(China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100039, China)

**Abstract:** Combined-cycle launch vehicle has the advantages of low cost, high reliability, fast response and great maneuverability, which has become an important direction of reusable space transportation system in the future. The technical characteristics of the combined-cycle launch vehicle are analyzed and compared with the traditional launch vehicle. Then the development is systematically reviewed. According to the typical flight profile, the difficult problems and technical challenges are analyzed, and the possible development trends of the key technologies and the integrated support system are discussed. Finally, according to foreign development experience and domestic technical level, the technical verification route suitable for domestic conditions is proposed. The research would provide reference for the combined-cycle launch vehicle.

**Key words:** combined-cycle propulsion; reusable launch vehicle; aerospace vehicle; space transportation system; integration control; aerospace technology

收稿日期: 2021-10-30; 修回日期: 2021-12-15

通讯作者: 魏毅寅, 中国工程院院士, 主要研究方向为飞行器导航与控制。

引用格式: 魏毅寅. 组合动力空天飞行若干科技关键问题[J]. 空天技术, 2022 (1): 1-12. (Wei Yiyin. Major technological issues of aerospace vehicle with combined-cycle propulsion[J]. Aerospace Technology, 2022 (1): 1-12.)

## 1 引言

随着航天活动的频繁开展,对未来航天运输提出了低成本航天发射、高可靠空天往返、快响应便捷使用、航班化空天飞行的新要求。目前,世界上在役航天运输系统主要为一次性火箭,费用高昂。因此,迫切需要发展新一代重复使用航天运输系统,形成空天航班,提升高可靠、快响应天地往返运输能力,促进高频次、大规模航天活动和太空经济<sup>[1-4]</sup>。

重复使用航天运输系统按动力形式可分为火箭动力和组合动力两大类。其中,基于组合动力的重复使用航天运输系统采用吸气式组合发动机、升力体式构型,能够在稠密大气层、临近空间、轨道空间自由往返飞行,近年来已经成为未来重复使用航天运输系统的研究热点,受到高度关注。

## 2 组合动力运载系统技术特点

组合动力运载系统以水平起降方式取代垂直发射方式,以吸气式动力取代火箭动力,从一次性、部分可重复使用到完全可重复使用,是人类进出空间方式的重大跨越。相对于传统运载方式,组合动力重复使用运载器具有低发射成本、高可靠性、快速响应、强机动性的技术特点。

### 2.1 低发射成本

航天运载系统的发射成本同时受运载器运载效率和使用频次的制约。在运载效率方面,航天运载器的燃料携带量占飞行器起飞质量的比例最大,减少相同载荷任务条件下的燃料占比是提高运载效率的有效途径。典型火箭动力与组合动力运载器运载系数对比如图1所示。与火箭动力运载器相比,吸气式组合动力能够充分利用大气层中的氧气,大幅降低氧化剂的携带量,且吸气式动力系统具有明显的比冲优势,能够显著提高燃料利用效率,从而提升运载效率,降低单位质量载荷的运输成本。在使用频次方面,组合动力运载器采用水平起降方式,能够实现十几次乃至几十次的重复使用。通过多次使用实现制造费用均摊,将有效降低单次进入空间的成本。

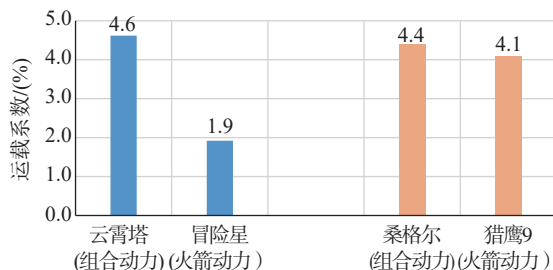


图1 典型火箭动力与组合动力运载器运载系数对比

Fig. 1 Comparison of launch ability between launch vehicles powered by rocket propulsion and combined-cycle propulsion

### 2.2 高可靠性

组合动力运载器具备较强的应急返航能力,一旦在任务执行过程中遇到紧急状况,需要结束飞行,组合动力运载器凭借高升阻比气动外形、多模态组合动力,实现部分动力或无动力等多种条件下无损应急返航着陆。如对于两级入轨的组合动力运载器,一子级  $Ma=0\sim 8$  升阻比可达  $5\sim 15$ ,  $Ma=8$  初始条件下应急返航最大航程约为 2500 km,如图2所示;而升力式火箭升阻比为  $2\sim 5$ ,应急返航最大航程仅为 500 km。且组合动力具有多通道和多模态工作能力,应急情况下可选择最优飞行策略,以增加应急返航航程和拓宽飞行包络。因此,组合动力运载器依靠较大的应急返航能力,可在应急条件下创造更多的机场着陆机会,保证航天运输任务安全可靠。

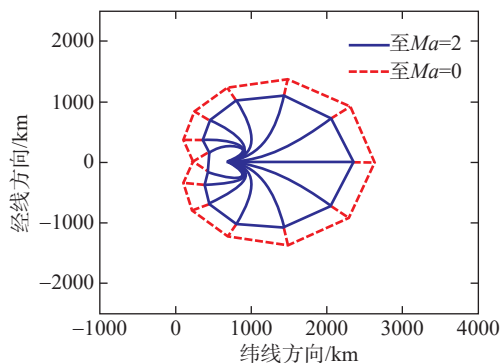


图2 组合动力运载器无动力应急返航范围

Fig. 2 Unpowered emergency return range of combined launch vehicle

### 2.3 快速响应

火箭动力运载器的航天发射模式为垂直起飞模式,专用的航天发射场数量有限,且运载器必

须借助货运列车或货船实现转运入场,并在发射场开展起吊、对接、起竖、转场等一系列工作之后才能择机发射。目前,尽管准备流程经过了大幅的简化,运载火箭发射准备周期仍然在15天以上。组合动力运载器在普通机场即可实现水平起降,并可以水平方式完成燃料与氧化剂加注及测试,完成发射任务后不仅能够在若干机场水平着陆,也能够完成加油后依靠自身动力实现快捷的自主转场,不再受固定发射场及着陆场的限制。此外,组合动力运载器在机场仅需小型牵引车即可实现牵引、入库等工作,为模块化对接和快速地面检测提供便利,准备周期更短,更加灵活、便捷,将形成按需到达—载荷对接—按需发射的24 h快速响应能力。

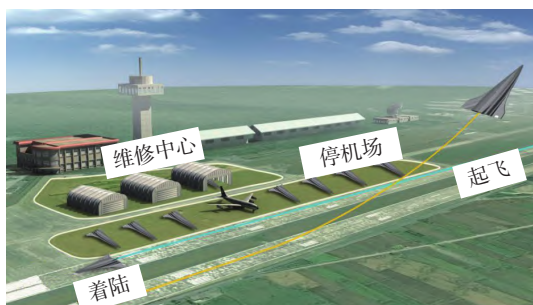


图3 组合动力运载器在普通机场水平起飞

Fig. 3 Horizontal takeoff of combined launch vehicle at the ordinary airport

## 2.4 强机动性

对于特定的航天运输任务,火箭动力运载器只有星下点轨迹经过发射场附近时才具有发射机会,受卫星相位、周期和发射场位置因素影响,大概率存在星下点长时间不经过发射场附近的情况,导致卫星发射等待时间长。而组合动力运载器任务剖面如图4所示,通过组合动力推进、升力式超声速/高超声速机动飞行,可突破航天发射时间和空间上限制,将有效拓展发射窗口,一次发射可捕获多个轨道弧段,能够更为灵活地适应航天发射任务。

## 3 国外发展现状

世界航天大国都将太空作为未来国家重大战

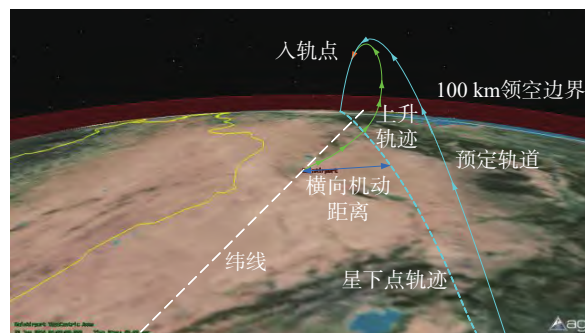


图4 组合动力运载器将有效拓展发射窗口

Fig. 4 Expanded the launch window of combined launch vehicle

略领域,开展了大量进入空间技术探索研究,持续推动空天飞行领域发展<sup>[5-7]</sup>。

### 3.1 美国

自20世纪50年代以来,美国以实现自由空天飞行为牵引,持续开展技术攻关研究,逐步发展成为空天飞行领域的引领者。美国空天飞行技术研究历程如图5所示。

20世纪80年代,由于航天飞机发射维护成本高,可靠性不高,并未取得研制之初的预想效果。1986年,美国启动了国家空天飞行器计划(NASP),系统地推动空天飞行技术的研究,初步验证了发动机和结构材料等多项关键技术的可行性<sup>[8]</sup>。1995年,由于巨大的技术挑战、经费与风险,NASP计划最终下马。进入21世纪后,美国在充分总结历史经验和教训的基础上,提出国家航空航天倡议(NAI),如图6所示。其中,重复使用组合动力运载器是高速/高超声速技术与进入空间技术方向共同交叉核心,提出了计划25年内实现组合动力空天飞行的宏伟目标。美国在NAI倡议的牵引下,对组合动力运载器进行了顶层规划和统筹安排,涵盖了从基础研究到飞行演示验证的所有任务,循序渐进地推动以超燃冲压发动机为核心的组合动力运载器的发展。

2016年9月中旬,美国空军实验室(AFRL)公布了基于英国佩刀(SABRE)吸气式火箭发动机的两级入轨组合动力运载器概念,如图7所示。一子级采用佩刀发动机作为动力,可自主返回,二子级为一次性火箭,计划2028年后具备工程应

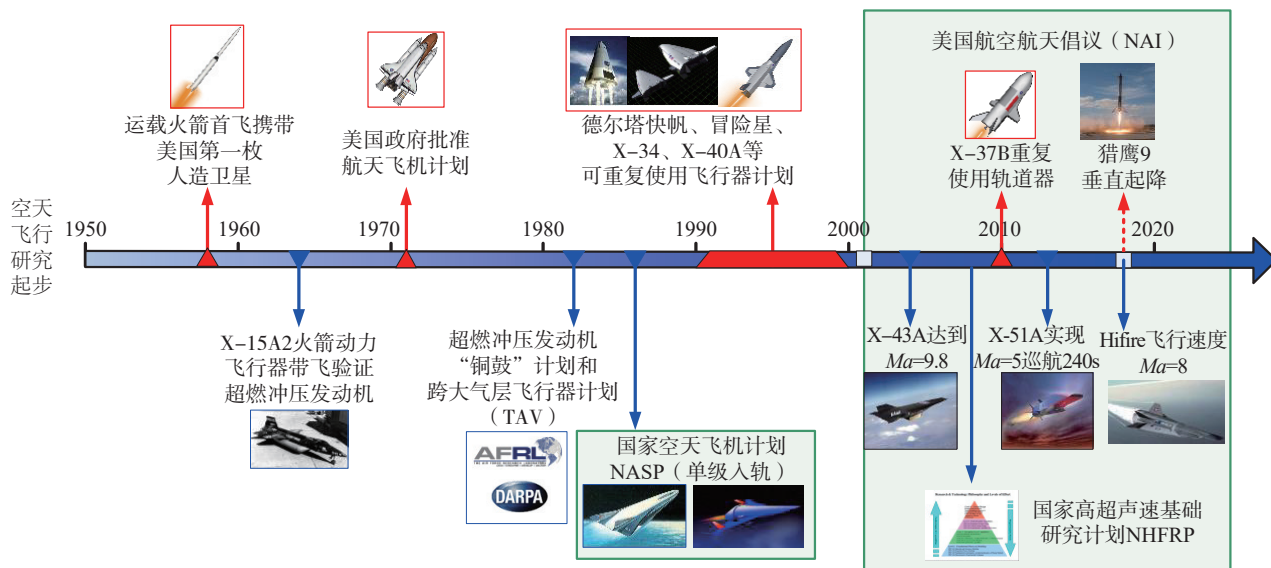


图5 美国空天飞行技术研究历程

Fig. 5 The development of aerospace flight technology of America

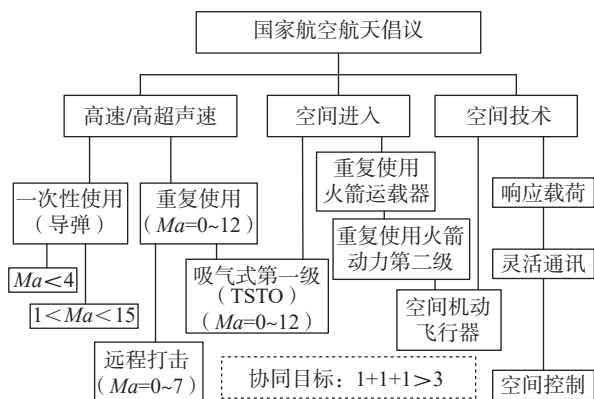


图6 NAI倡议

Fig. 6 National Aerospace Initiative

用条件<sup>[9-10]</sup>。

### 3.2 英国

1985年,英国提出了霍托尔(HOTOL)单级入轨组合动力运载器,采用4台喷气发动机和液氢-液氧火箭发动机的组合动力装置,起飞时吸气式发动机首先启动,达到 $Ma=5$ 、高度26 km时停止工作,此后转为火箭发动机工作,直至进入200 km的近地轨道。这一计划由于技术难度与资金问题于1992年下马。2003年,在霍托尔的基础上提出了云霄塔(Skylon)单级入轨组合动力运载器,如图8所示,并于2014年公布了云霄塔最新进展,取得了重大技术突破,计划2025年开展缩

比样机飞行试验<sup>[12]</sup>。2019年初,佩刀发动机核心部件成功通过初始设计评审,先后完成大尺寸预冷却器样机HTX在 $Ma=3.3$ 、 $Ma=5$ 模拟条件下的高温考核试验,轻质换热器技术取得重大突破。

### 3.3 德国

1988年,德国提出了两级入轨水平起降的桑格尔(Sanger)组合动力运载器<sup>[12]</sup>,如图9所示。一子级采用一种同轴涡轮冲压组合循环发动机推进,二子级采用火箭发动机推进。研究内容包括开发和测试缩比飞行验证机,从而实现对一子级的技术集成验证。由于研究经费巨大,研制难度过大,该项目最终下马。

### 3.4 日本

2005年,日本宇航研究开发局(JAXA)公布了一项两级入轨运输系统研制计划,该计划兼顾了超声速/高速运输机和天地往返飞行器双重目标。2015年,JAXA公布了组合动力运载器发展路线,以TBCC组合发动机为动力,最大飞行马赫数为5左右,计划2025年开展20 m尺度飞行器系统集成飞行试验。

## 4 国内研究情况

20世纪80年代中期,现中国航天科工三院王树声与美国NASP计划同期提出了基于RBCC发动



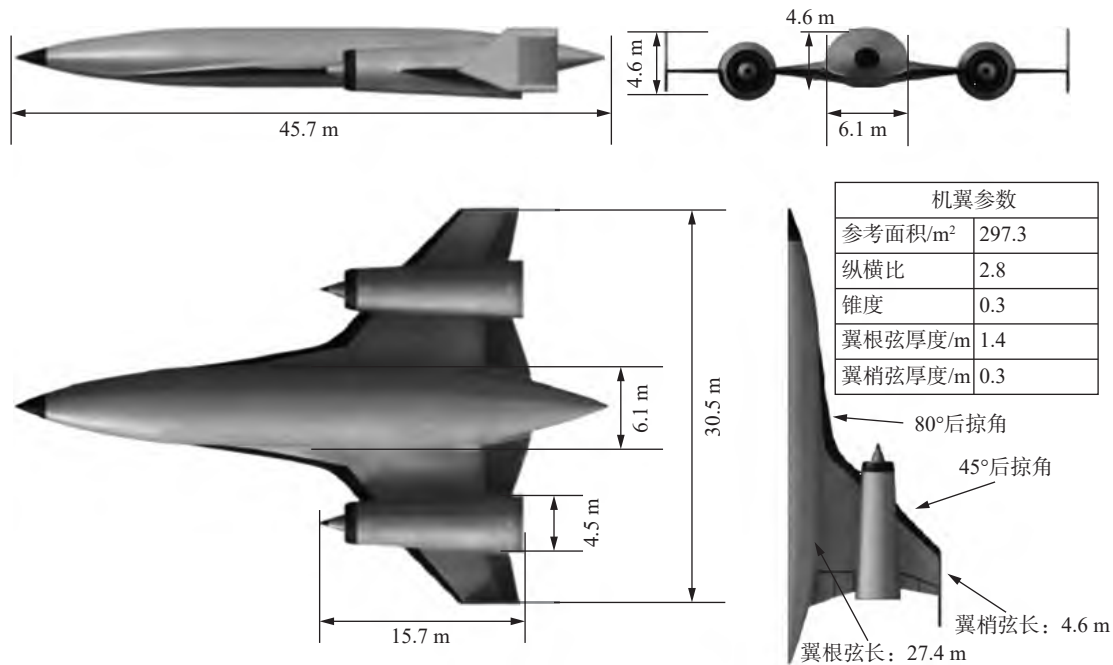


图 7 基于佩刀发动机的组合动力运载器  
Fig. 7 The combined launch vehicle powered by SABRE



图 8 英国云霄塔单级入轨组合动力运载器  
Fig. 8 Skylon, England



图 9 德国桑格尔组合动力运载器  
Fig. 9 Sanger, Germany



图 10 日本 JAXA 两级入轨组合动力运载器  
Fig. 10 The two-stage combined launch vehicle of Japan

机的两级入轨组合动力运载器方案,开展了超燃冲压发动机概念方案论证和理论研究,对超燃冲压点火、稳定燃烧、结构抗烧蚀等主要技术的重要性和难点有了较深入的了解<sup>[13]</sup>。

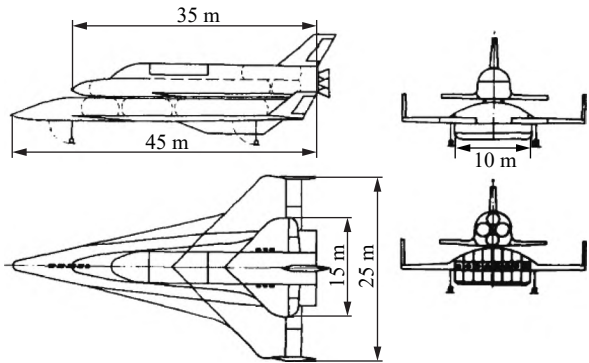


图 11 早期 RBCC 组合动力运载器方案  
Fig. 11 Design of early combined launch vehicle powered by RBCC

1986 年,国家启动“863 计划”论证,在天地往返运输系统论证中筛选出载人飞船、航天飞机、组合动力运载器等 5 种方案。虽然最终选择首先发展技术风险较低的载人飞船方案,先解决天地往返运输系统有无的问题,但同步也将组合

动力运载器作为未来天地往返的重要途径，持续开展技术攻关与预先研究，获得了大量的技术积累。

2016 年，中国航天科工集团在第二届中国商业航天高峰论坛上发布了“腾云”工程，目标是在 2030 年之前设计并制造完成我国首架可水平起降、可重复使用的组合动力运载器。2019 年，中国工程院与国家自然科学基金委员会发布的“中国工程科技 2035 发展战略研究”中提出了发展可重复天地往返航天运输系统重大工程科技项目的建议，明确要开展组合动力重复使用天地往返运输系统关键技术攻关及原理样机飞行试验，2035 年突破多模态高效燃烧组织为代表的组合动力相关技术，完成小规模飞行器技术验证，为发展水平起降、天地往返航天运输系统奠定技术基础<sup>[14]</sup>。

2019 年，龙乐豪院士等基于对国内外发展情况的分析，结合我国重复使用运载器研究现状及技术基础，充分汲取国外在发展重复使用运载器过程中的经验教训，提出了重复使用运载器发展路线图<sup>[15]</sup>。按照基于运载火箭构型的重复使用、升力式火箭动力重复使用运载器、组合动力重复



图 12 “腾云”工程两级入轨组合动力运载器  
Fig. 12 The two-stage combined launch vehicle of "TengYun" project

使用运载器 3 条技术途径同步开展研究，梯次形成能力，如图 13 所示。2020 年，我国在《中共中央关于制定国民经济和社会发展第十四个五年规划和 2035 年远景目标的建议》中提出，瞄准空天科技等前沿领域，实施一批具有前瞻性、战略性的国家重大科技项目，明确了从国家层面进行系统性规划。

### 5 组合动力空天飞行面临的技术挑战

组合动力运载器飞行速域宽 ( $Ma=0\sim25$ )，空域大 ( $0\sim200^+$  km)，涵盖稠密大气层、临近空间、轨道空间，飞行剖面经历水平起飞、加速爬升、

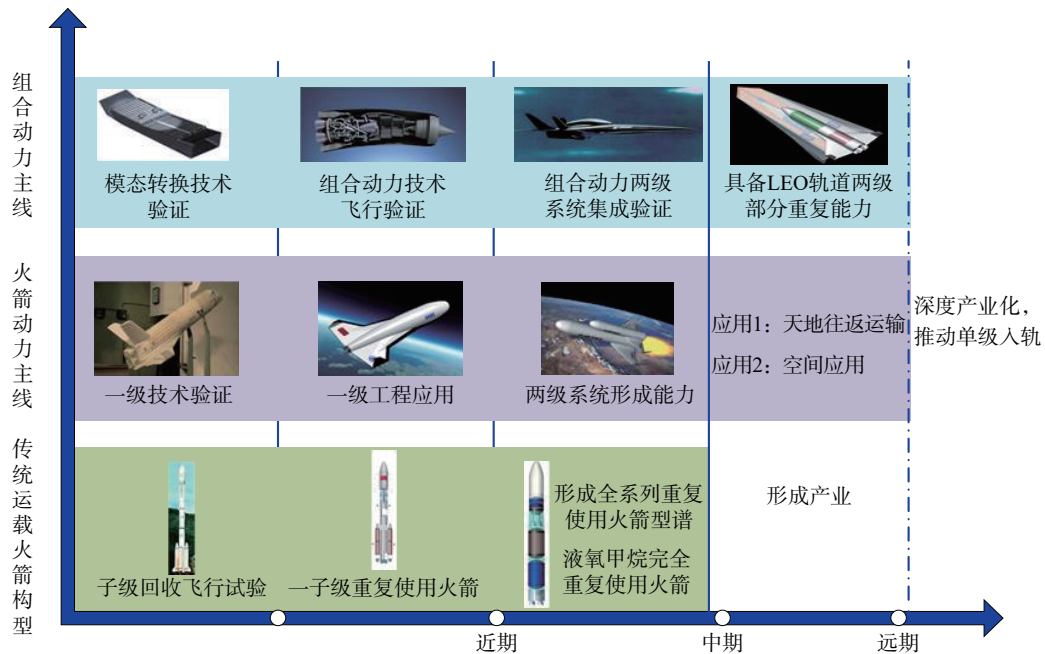


图 13 重复使用运载器发展路线图

Fig. 13 Road map for the development of reusable launch vehicles in China

在轨飞行、再入返回、水平着陆等多个阶段,飞行剖面示意图如图14所示。从各国提出的运载器构型方案看,有单级、两级和多级等多种布局形式,技术途径十分复杂。复杂飞行环境和重复使用使役条件带来非常严酷的力热环境和载荷工况,面临着众多技术挑战<sup>[16-17]</sup>。

### 5.1 关键技术

#### (1) 宽域飞行总体技术。

为了确定组合动力运载器总体方案的构型选择方向,解决总体方案比较和运载器总体性能设计的突出问题,需要建立跨学科交叉设计、多系统性能耦合、多目标匹配协调、设计模型可迭代的设计方法和技术手段。

#### (a) 多学科系统优化设计技术。

组合动力运载器总体/气动/动力/结构/控制等系统高度耦合。一是飞行器升/阻力特性需要满足变速度、变空域基本升力需求,还要兼顾低速高升力、高速低阻力的设计意向;二是总体布局、气动外形及结构系统严重耦合,使宽域飞行高升阻比构型与结构轻量化、高装载效率的设计目标之间存在突出矛盾;三是全任务剖面的气动性能与发动机性能高度耦合,表现在发动机流道及其调节既是实现发动机宽域性能的关键,又直接影响飞行器气动力/力矩特性;四是燃料装载量大,燃料消耗对质心变化影响较大,且飞行器焦点变

化范围宽,导致兼顾全任务剖面的控制操稳特性匹配困难。对此,需发展宽域飞行运载器多学科优化总体设计技术,研究多学科、多专业、跨系统耦合设计方法,突破飞行器总体性能最优匹配设计关键难题,提出并确立组合动力空天飞行运载器总体方案。

#### (b) 宽域飞行总体设计准则及评估技术。

不同飞行阶段的环境特性下,作为运载器的组合动力飞行器经历力、热、电磁、氧、噪声等复合作用,飞行特性变化规律及多场耦合机理非常复杂,宽域飞行运载器总体设计方法和总体方案约束与传统飞行器存在巨大差异,运载器总体方案设计目标相应地变得异常复杂。对此,需要研究全历程复杂环境与飞行器总体方案设计目标的关联关系,建立飞行器总体设计准则及评估方法,便于对飞行器总体性能开展综合分析可靠评估。

#### (c) 飞行器与环境全历程建模与验证技术。

为便于在设计过程中进行快速、便捷、精细、低代价的总体方案迭代优化和多方案比对研究,有必要运用数字化技术建立比较全面的数字化样机,开展全因素、全状态、全任务数字验证。为此,需要研究飞行器和作用环境的数学建模技术,建立数字和半物理仿真环境,开发数字孪生飞行研究试验手段,为技术设计和工程研制提供可靠、可信的验证评估方法和手段。

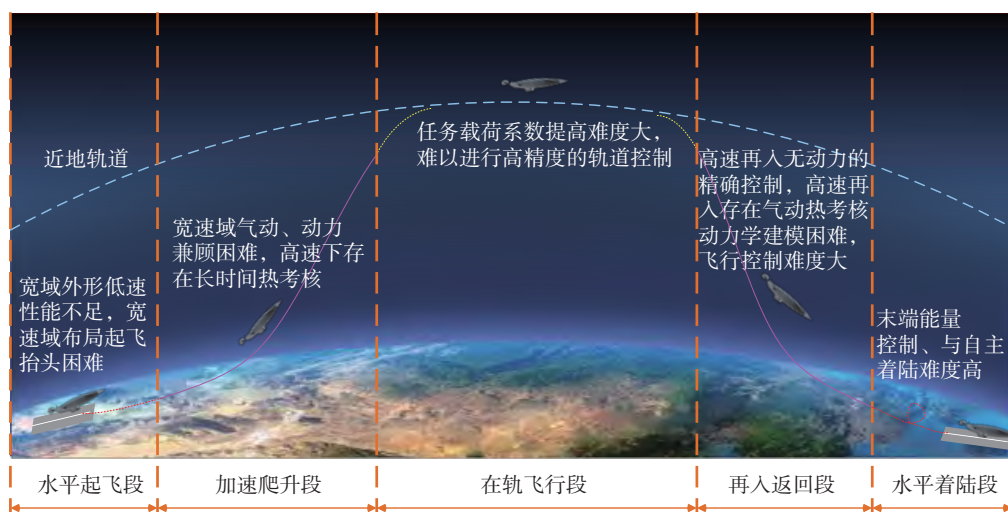


图14 组合动力运载器飞行剖面示意图

Fig. 14 The flight profile of combined launch vehicle





图15 各种一体化总体布局设计

Fig. 15 Different design of integrated configuration

### (2) 宽域组合动力技术。

组合发动机在宽域工作过程中需要采用不同的热力循环模式、工作模态以实现最佳化性能。基于单工作点设计的发动机在不同工作条件下的理想循环模式和流道型面差异很大,为适应宽工作范围,组合发动机的体制选择、设计理论和技术都需要新的突破。如何在多动力组合、窄可行域工作条件下实现发动机稳定高效、协调匹配运行面临着极大的技术挑战<sup>[18-23]</sup>。

#### (a) 模态转换与模态混合技术。

组合动力运载器飞行高程的范围跨越从地面起始到近地轨道之上的空间范围,组合动力的工作模式可能是分区段单一模态和混合模态的组合循环,其具体组合循环的转换则根据任务历程、飞行状态和空间轨迹而确定。例如,如果把发动机粗略地区分为吸气式和火箭式基本动力模态,那么吸气式动力工作范围主要在稠密大气中,出大气层后只能工作在火箭模态,在两个区段中间的可能处于混合工作模态。为实现各工作区段性能匹配和良好衔接,各模态的组合和转换将是十分复杂的问题。

#### (b) 宽适应性变构型高效调节与匹配技术。

宽域组合发动机设计点不再是单一马赫数。为了在宽飞行范围以及飞行工况多变的条件下匹配发动机性能,需要通过改变发动机的部件参数特性及几何构型关系来适应飞行状态及发动机工况的变化。对此,需要深刻认识宽域工作时发动机部件气动及几何参数特性,掌握几何可调部件之间匹配的基本原则,发展高效调节与匹配技术,

提高热力循环效率。同时,发动机的性能与推力的调节控制也需要与部件的调节协调进行,这是综合的匹配控制技术。

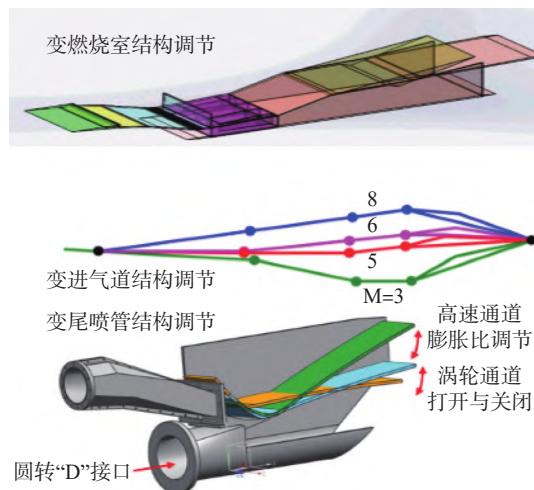


图16 宽适应性流道调节

Fig. 16 Adjustment of wide adaptive channel

### (c) 宽域多模态高效燃烧组织技术。

对吸气式模态而言,低马赫数来流条件下,低温低压点火与火焰稳定困难,需要设置多级稳焰装置,而当马赫数增大时,这些稳焰装置又将产生较大流动损失。高马赫数来流条件下,气流驻留时间显著缩短,燃气高温离解效应加剧,流场内表现出高强度激波反射、压缩的特征,火焰点火、稳定和传播模式与较低马赫数相比存在显著不同。对此,需要发展宽域多模态燃烧组织技术,探索新燃料以及爆震等新型燃烧组织模式,解决组合发动机超宽适应性高效油气掺混、火焰稳定及释热匹配问题。

### (3) 宽域高升阻比气动技术。

组合动力运载器在大气层内飞行要跨越亚/跨/

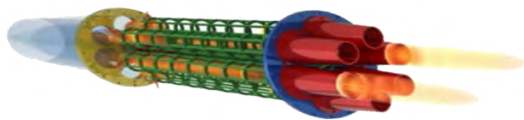


图17 爆震燃烧技术

Fig. 17 Detonation propulsion



超/高超声速,不同速域下的气体流动特征截然不同,急剧变化的飞行条件使飞行器绕流特性产生复杂、剧烈的变化,导致气动性能产生较大差异。与组合动力运载器的气动特性相关的工作状态十分复杂,随方案而变化的问题包括发动机冷/热态气动耦合、变外形、多体耦合变结构、挂载物投放分析等多种问题。因此,宽速域飞行的气动外形设计面临极大挑战<sup>[24-27]</sup>。

#### (a) 宽域高升阻比气动布局技术。

不同马赫数区段下的高升阻比气动外形设计理念是矛盾的。通常的亚声速高升阻比气动外形特征为大展弦比平直翼、圆滑钝前缘,而超/高超声速高升阻比气动外形特征则是小展弦比大后掠角机翼、尖前缘,飞行器机身随着马赫数的增大,长细比也将增大。同时,宽域飞行中压心变化范围随飞行马赫数变化范围增加而变大,飞行器稳定度变化随之变大,导致飞行器操稳特性难以匹配。对此,需要发展宽速域下新型气动布局设计技术,研究逼近/突破“升阻比屏障”、改善宽域操稳特性匹配关系的先进布局技术。同时,还要配合总体技术方案,研究耦合、变形、分离等气动特性机理和匹配关系等技术。

#### (b) 宽域飞行主动流动控制技术。

为了满足宽域飞行局部流动分离抑制、增升减阻设计、宽域的操稳匹配设计、进气道不起动预防等多种要求,通过流动控制手段,实现气动外形的精细化设计。目前深入研究主动流动控制技术意义重大,能够在掌握飞行器气动近壁典型流场机理的基础上,发展分离涡设计、直接力控制、进气道起动/不起动控制、增升减阻技术等多种流动控制技术,实现全飞行包线的高升阻比设计。

#### (4) 耐高温轻质结构热防护技术。

组合动力运载器需要经历长时间高超声速飞行的气动加热,使飞行器结构承受局部高压、高温和氧化的考验,同时飞行器组合发动机长时间工作形成内部高温环境。飞行器在内外高温环境的共同作用下,形成复杂的力、热、振、噪、氧等多场环境综合作用。同时,由于组合动力运载器总体任务要求其具有较高的运载能力,轻量化

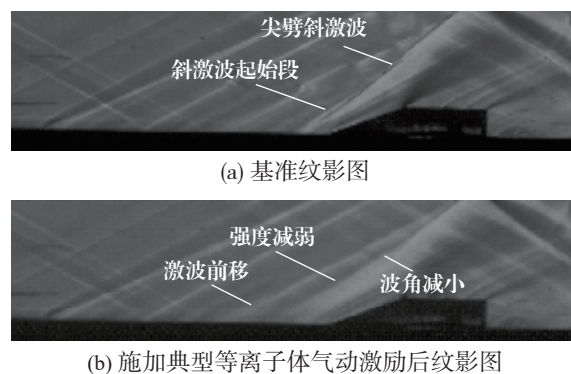


图18 等离子体激波控制减阻

Fig. 18 Drag reduction by shock control based on plasma

的飞行器结构与热防护系统是必然的技术选择。能够多次起降的重复使用对机体结构的应力循环考验,成为飞行器结构的另一项综合难题<sup>[28-31]</sup>,需要发展相应的设计和材料技术。

#### (a) 多场耦合环境下材料/结构设计优化技术。

由于机体结构与热防护面临极端、多变、耦合的载荷环境,保证力学性能的前提下的轻量化设计面临极大挑战。对于承载结构,需要研发新型纤维增强树脂基复合材料等轻质材料,发展多场耦合条件下的载荷/材料/结构/功能的耦合优化设计技术,实现综合减重。对于特殊部件的前缘驻点(如尖锐前缘、控制面等)极端环境部位,需要研究提升热结构材料耐高温、抗氧化性能途径,并发展发汗冷却等主动防热技术,减少高焓环境向飞行器表面的热传导,降低实际流入结构的热量,从而提高材料的实际使用性能。

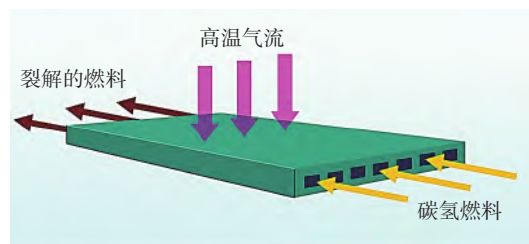


图19 结构功能一体化设计

Fig. 19 Integrated design of structure and function

#### (b) 高效热防护与热控制技术。

长时间以高马赫数飞行时,组合动力运载器外部气动加热和内部发动机加热的热累积对舱内

空间温度控制是严峻考验,需要热防护材料拥有高效隔热和良好绝热效果,以降低向内传递的总热量,热防护材料的隔热效率问题十分突出。对此,需要研发超低热导率防隔热材料、低密度柔性层间隔热材料等新型轻质热防护材料,并结合水蒸发冷却、燃料循环换热、工质对流换热等主动冷却技术,实现高效热控制,发展降低热输入设计,与外部热防护配合使用,以实现降低外部热防护的质量代价。

(c) 高可靠应力循环稳定结构技术。

以复合材料为主体的耐热结构,冷热交替和应力循环作用对材料性能的影响是十分重要的研究内容,是可重复起降天地往返运载器结构设计的技术关键。为此需要发展特殊的混合结构、高可靠材料、耐疲劳设计技术等。

(5) 空天制导与智能复合控制技术。

组合动力运载器的不同飞行阶段,动力学条件有较大差别。在大气层内,表现为不同速度下的动压、过载、热流、铰链力矩、航程、航向等多专业多维约束,飞行过程的复杂程度、环境的剧烈变化导致高温气体效应、粘性效应和流动转

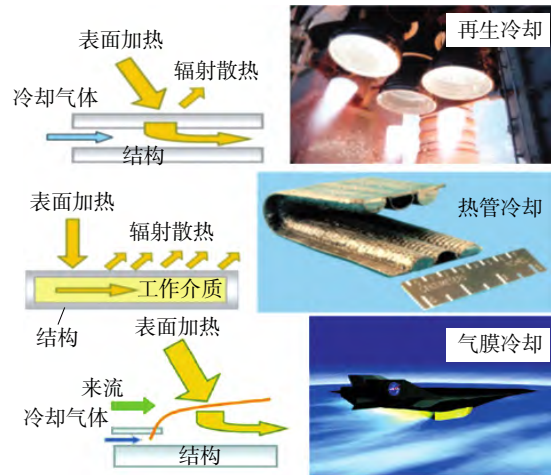


图20 新型热防护概念

Fig. 20 New concept of thermal protection

捩等物理现象,动力学特性具有较强的非线性和不确定性。出大气层后,受轨道参数、机动变轨条件和执行机构能力效率的影响,飞行控制面临复杂的约束边界问题。此外,宽域飞行器在稠密与稀薄大气层内飞行时间更长、速度更快、气动热效应更加显著,对导航/伺服/末制导等系统的动态范围、精度、功率密度和严酷力热环境适应性等提出更高的要求。对此,需要发展智能、鲁棒、

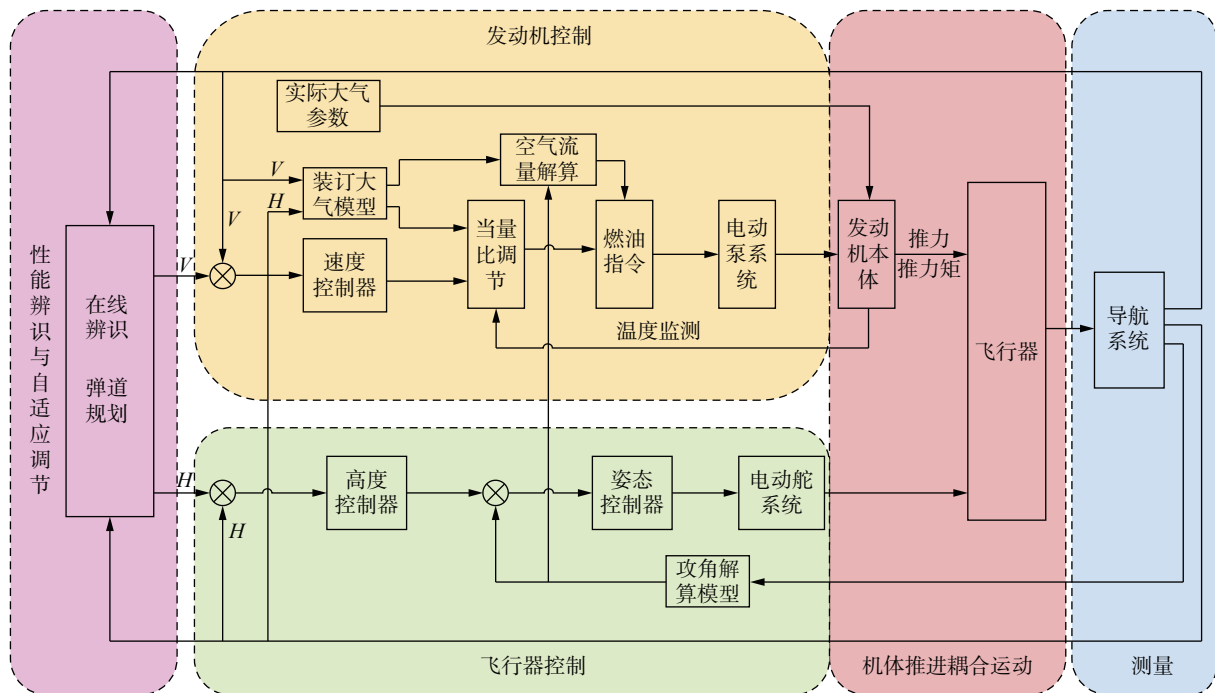


图21 组合动力/机体/弹性一体化控制

Fig. 21 Combined propulsion / airframe / elastic integration control

一体化控制技术,实现飞行器全飞行剖面的可靠、稳定、机动飞行<sup>[32-36]</sup>。

## 5.2 综合保障体系

水平起降天地往返航天器地面保障不同于传统的航天发射方式,涉及到飞行器转运、测试测控、动力燃料、任务载荷对接、跑道条件、共用航空港设施等,需要借鉴传统航天、航空的已有经验和部分流程,又要重新构建相应的综合支持保障体系。从预期目标看,这种航天器的地面保障系统更多借用航空港基础设施。

## 5.3 技术验证路线

以“逐步验证技术、分步形成能力”的思路,按照“技术验证、集成演示、能力形成”的技术验证路线推动组合动力运载器技术发展。首先开展组合动力运载器关键技术攻关与试验,攻克组合发动机、大空域宽速域气动/热、机体/推进一体化、重复使用结构与轻质材料、高效热防护与热管理等关键技术,率先完成宽域组合动力技术验证,并逐步开展其他各项关键技术验证;之后开展系统集成演示验证,从演示验证样机到全尺寸样机,从部分重复使用到完全重复使用,统筹安排,分步实施,通过系列飞行试验逐步提升技术成熟度;梯次形成能力,实现由演示验证向工程研制的重大跨越,最终实现工程化应用。

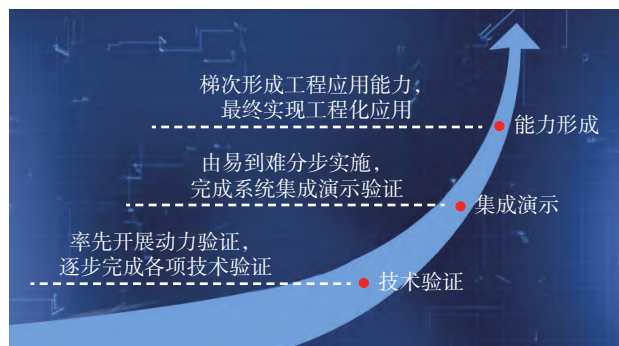


图22 组合动力运载器技术验证路线

Fig. 22 Road for technologies validation of combined launch vehicle

## 6 结束语

组合动力运载器将打通空天飞行屏障,颠覆现有进出空间的方式,推动空间探索和太空经济

发展,开辟新的太空时代。此外,相关基础技术突破也将推动航空航天融合,带动多个行业的领域重构,为人类科学探索提供新手段。

组合动力重复使用运载器已成为当今国际竞争热点,其发展依然面临着巨大的技术挑战。美欧等国始终将组合动力重复使用运载器作为一项国家战略工程进行规划和统筹,持续大力推进技术探索和攻关研究,涵盖了从基础研究到飞行演示验证的所有任务,不断取得新进展。我国的天地往返航天运输系统的发展在借鉴世界其它国家经验的同时,更应加大创新力度,针对组合动力运载器的发展走出中国特色的道路。应当充分发挥新型举国体制优势,一方面聚焦基础科研,强化原始创新能力,系统地解决流动、燃烧、材料结构等方面的源头科学问题;另一方面着力突破核心关键技术,促进组合动力运载器技术成熟度的提升,加快实施工程研制计划,引领空天飞行技术前沿突破,实现颠覆性创新发展。

## [参 考 文 献]

- [1] (德) Kuczera H, Sacher P W 著. 可重复使用空间运输系统[M]. 魏毅寅, 张红文, 王长青, 译. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [2] Deneu F, Malassigne M, Le-couls O, et al. Promising solutions for fully reusable two-stage-to-orbit configurations [J]. Acta Astronautica, 2005, 56 (8): 729-736.
- [3] Hank J M, Franke M E. TSTO reusable launch vehicles using airbreathing propulsion [R]. AIAA Paper 2006-4962, 2006.
- [4] Zhou J X, Xiao Y T, Liu K. Preliminary analysis for a two-stage-to-orbit reusable launch vehicle [C]. 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Glasgow, Scotland, 2015: 3536.
- [5] 唐绍峰, 张静. 世界主要空天飞行器研制情况及未来发展趋势[J]. 国际太空, 2017 (10): 30-37.
- [6] 王长青. 空天飞行技术创新与发展展望[J]. 宇航学报, 2021, 42 (7): 807-819.
- [7] Murphy K J. X33 Hypersonic aerodynamic characteristics [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38 (5): 670-683.
- [8] Pittman J L, McNeil Cheatwood F, Koudelka J M. Hypersonic project overview [C]. Fundamental



- Aeronautics Program 2008 Annual Meeting, October 7–9, 2008.
- [9] Hellman B M. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine [C]. AIAA/Space Conferences and Exposition, Long Beach, USA, 2016: 5320.
- [10] 周建兴, 张浩成, 高启滨, 等. 基于 SABRE 技术的高超声速预冷飞行器应用分析[J]. 推进技术, 2018, 39 (10): 2196–2205.
- [11] Longstaff R, Bond A. The SKYLON project [C]. 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, USA, 2011: 2244.
- [12] Weingartner S. Sanger—the reference concept of the german hypersonics technology program [C]. AIAA/DGLR, 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, Munich, Germany, 1993: 5161.
- [13] 王树声. 水平起降航天飞机火箭—冲压—火箭方案概念研究[J]. 宇航学报, 1991 (3): 1–7.
- [14] 中国工程科技 2035 发展战略研究项目组. 中国工程科技 2035 发展战略 [M]. 北京: 科学出版社, 2019: 330.
- [15] 龙乐豪, 王国庆, 吴胜宝, 等. 我国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J]. 国际太空, 2019 (9): 5–10.
- [16] 朱坤, 杨铁成, 周宁. 从低成本角度探讨航天运载器技术发展路线[J]. 飞航导弹, 2021 (6): 6–13.
- [17] 唐硕, 龚春林, 陈兵. 组合动力空天飞行器关键技术[J]. 宇航学报, 2019, 40 (10): 1103–1114.
- [18] Bulman M J, Siebenhaar A. Combined cycle propulsion: Aerojet innovations for practical hypersonic vehicles [C]. 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, USA, 2011: 11–14.
- [19] 张升升, 郑雄, 吕雅, 等. 国外组合循环动力技术研究进展[J]. 科技导报, 2020, 38 (12): 33–53.
- [20] Wang Z G, Wang Y, Zhang J Q, et al. Overview of the key technologies of combined cycle engine precooling systems and the advanced applications of micro-channel heat transfer [J]. Aerospace Science and Technology, 2014 (39): 31–39.
- [21] 赵文胜, 郭金鑫, 侯金丽, 等. 涡轮基双燃烧室超燃组合循环发动机方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39 (10): 2171–2176.
- [22] Hou Z Y, He G Q, Li W Q, et al. Numerical investigation on thermal behaviors of active-cooled strut in RBCC engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 113: 822–830.
- [23] Lv S, He W, Jiang Q, et al. Study of different heat exchange technologies influence on the performance of thermoelectric generators [J]. Energy Conversion and Management, 2018, 156: 167–177.
- [24] 王立宁. 空天飞行器气动技术研究[J]. 战术导弹技术, 2018 (4): 32–37.
- [25] Jack J M. Aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2008, 46 (10): 2591–2610.
- [26] Adam J C, Jack J M. Studies on fluid-thermal-structural coupling for aerothermoelasticity in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2010, 48 (8): 1721–1738.
- [27] 刘晓斌, 徐柯哲, 朱国祥. 双向飞翼空天飞行器概念外形研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35 (3): 415–420.
- [28] 陈玉峰, 洪长青, 胡成龙, 等. 空天飞行器用热防护陶瓷材料[J]. 现代技术陶瓷, 2017 (5): 1–9.
- [29] 吕双祺, 李想, 左渝钰, 等. 气凝胶隔热复合材料在空天飞行器热防护技术中的应用[J]. 飞航导弹, 2020 (5): 19–22.
- [30] Shi S B, Liang J, Yi F J, et al. Modeling of one-dimensional thermal response of silica-phenolic composites with volume ablation [J]. Journal of Composite Material, 2013, 47 (18): 2219–2235.
- [31] Buffenoir F, Zeppa C, Pichon T, et al. Development and flight qualification of the C-SiC thermal protection systems for the IXV [J]. Acta Astronautica, 2016, 15 (1): 152–163.
- [32] 姚德清, 魏毅寅, 杨志红, 等. 空天飞行器制导控制技术进展与展望[J]. 宇航学报, 2020, 41 (7): 850–859.
- [33] Johnson E N, Calise A J, Corban J E, et al. Adaptive guidance and control for autonomous hypersonic vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29 (3): 725–737.
- [34] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44 (2): 373–387.
- [35] 余文学, 刘凯, 刘晶. 空天飞行器制导控制技术发展思考[J]. 战术导弹技术, 2017 (4): 1–10.
- [36] Yu Y, Wang H, Li N. Fault-tolerant control for over-actuated hypersonic reentry vehicle subject to multiple disturbances and actuator faults [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87 (4): 230–243.

(编辑: 肖晶)