

组合动力空天飞行器关键技术

唐 硕^{1,2}, 龚春林^{1,2}, 陈 兵^{1,2}

(1. 西北工业大学航天学院, 西安 710072; 2. 陕西省空天飞行器设计重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对组合动力系统的工作特征和空天飞行器的任务特点, 总结组合动力空天飞行器面临的主要问题, 并梳理了该类飞行器存在的主要关键技术。从气动布局、机体/推进一体化、热防护/热管理、制导、控制、地面和飞行试验等方面, 详细阐述各类关键技术存在的难点, 总结各类技术的发展现状, 并分析给出未来可能的发展途径和方向。相关研究可指导未来组合动力空天飞行器的技术攻关。

关键词: 组合动力; 空天飞行器; 关键技术

中图分类号: V214.3

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2019)10-1103-12

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2019.10.001

The Key Technologies for Aerospace with Combined Cycle Engine

TANG Shuo^{1,2}, GONG Chun-lin^{1,2}, CHEN Bing^{1,2}

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shannxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory, Xi'an 710072, China)

Abstract: According to the working characteristics of a combined power system and the mission characteristics of an aerospace vehicle, the main problems faced by the combined powered aerospace are summarized, and the main key technologies of the vehicle are sorted out. The technologies mainly contain aerodynamic configuration, airframe-propulsion integration, thermal protection and management, guidance, control, ground and flight test, etc. The difficulties of various key technologies are elaborated in detail, and the development status of various technologies is summarized. Finally, the possible development ways and directions in the future are analyzed. The relevant research can guide the future technical research of the combined cycle powered aerospace.

Key words: Combined cycle engine; Aerospace flight vehicle; Key technologies

0 引 言

随着空间控制利用及空间活动的频繁开展, 对航天运输系统提出了“快速、机动、可靠、廉价”的需求, 包括: 迅速部署、重构、扩充和维护航天体系的能力; 机动灵活的迅速反应能力; 安全、可靠进出空间的能力; 以及大幅降低航天运输成本的能力。重复使用运载器(Reusable launch vehicle, RLV)是满足这些需求和能力目标的主要技术途径之一。吸气式组合动力装置综合利用多种发动机的优势, 在保证全空域、全速域应用的同时, 可大幅提高有效比冲。

火箭基组合循环(Rocket-based combined cycle, RBCC)、涡轮基组合循环(Turbine based combined cycle, TBCC)、预冷类和三组合等组合动力及运载器概念已成为航天运输领域重点发展方向, 当前的研究已经涵盖从关键技术攻关到飞行器集成等诸多方面。

20世纪80年代, 由于NASP(National aerospace plane)计划的开展^[1], 吸气式高超声速推进技术有了充足的发展, 包括热防护、进气道设计以及超声速燃烧等。90年代, 在NASP计划结束之后, NASA马歇尔航天飞行中心发起了ASTP(Advanced space transportation program)计划^[2], 研究内容涉及不同马

赫数下氢燃料、碳氢燃料或双燃料推进循环系统的开发。此外,该计划资助了多项 RBCC 发动机技术研究,并针对多种 RBCC 发动机开展地面试验验证。在 ASTP 计划第一阶段完成之后,NASA 继续推进 RBCC 技术研究,典型的包括 Boeing 公司 Phantom 工作室设计的 X-43B 飞行器^[3]。2003 年底,美国将研究重点转移到重返月球和登陆火星的任务上去,完成了对组合循环推进的技术研究,转向以组合循环发动机为动力的应用研究。在动力系统的应用研究中,美国先后提出了各种基于 RBCC 的高超声速运载器概念,有佐治亚理工大学的单级入轨高超声速运载器 Lazarus^[4],NASA 为降低成本设计的 Stargazer 两级入轨运载器^[5],SEI (SpaceWorks Engineering Institute) 面向军事应用设计的单级入轨运载器 Xcalibur^[6]和两级入轨运载器 Sentinel^[7],以及空军科学办公室委托 Astrox 公司设计的两级入轨高超声速运载器等^[8]。

英国目前主要倾向发展预冷发动机技术(参见 SKYLON 计划),正在进行发动机技术的攻关^[9]。“佩刀”发动机技术也得到了 NASA 的重视,2015 年 NASA 研究报告称正在开展此项技术的评估^[10]。

德国宇航中心、意大利航天中心等 LAPCAT 计划中开展了大量 RBCC 和 TBCC 的论证研究,重点关注煤油和氢燃料组合动力系统一次火箭和支板喷射的技术攻关^[11]。

日本在此领域取得了不少实质性的成果,日本宇宙航空研究开发机构制定了 RBCC、TBCC、预冷涡轮等技术的 2025 发展规划,要在近期进行 RBCC 模态转换技术飞行验证,并倾向于优先发展 RBCC 运载器^[12]。

澳大利亚昆士兰大学在国防科技组织(Defense Science and Technology Organization, DSTO)和美国空军支持下,开展了 HiFIRE 高超声速技术飞行试验研究^[13],并发展了 SCRAMSPACE 计划,为今后的吸气式组合动力运载器提供技术储备,提出并论证了多种百公斤级小规模 RBCC 运载器方案^[14]。

国内以天地往返运输为目标牵引,开展了组合动力及运载器技术研究。从“十五”起开展了 RBCC、TBCC、SABRE、脉冲爆震等组合动力及运载器的论证和研究工作。通过多年的探索,深入研究了这些动力形式的特点。

综合比较,组合动力不仅具有性能优势,而且工程实现性好,是发展 RLV 的理想动力之一。在可以预计的时间段内,性能和使用灵活性优势也使得组合动力成为实现单级入轨的必然途径,是当前国内研究的热点。

本文针对组合动力空天飞行器的主要问题和关键技术展开分析,明确各类关键技术的难点、研究现状和未来发展方向。组合发动机技术虽然是该类飞行器的首要关键技术,但不同组合动力系统的关键技术均有所区别,因此,本文关注组合动力空天飞行器存在的共性关键技术,不讨论具体的发动机问题。

1 总体概念与问题分析

1.1 组合动力的类型

通过对火箭发动机、冲压发动机、涡轮机等独立推进单元不同程度、不同方式的集成,可以获得不同形式的组合动力。具有代表性的包括 RBCC、TBCC、空气涡轮发动机、三组合发动机和预冷类发动机等(如图 1)。

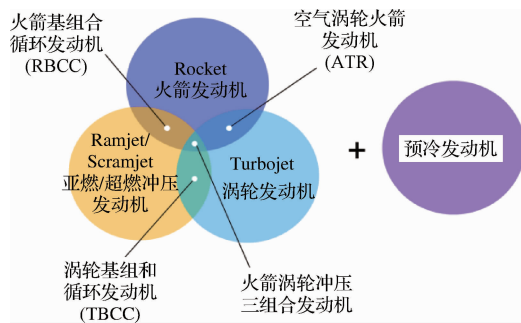


图 1 组合发动机的形式

Fig. 1 The types of combined cycle engine

组合动力技术的研发难度大,现阶段的技术成熟度低,许多关键技术有待于进一步的攻关,关于何种组合动力形式更适合于天地往返飞行器,国际上也没有达成共识。但他们均可部分或完全满足天地往返飞行需求。

1.2 组合动力飞行器的任务特点

组合动力空天飞行器一般通过单级或两级入轨的方式实现低成本天地往返运输。图 2 为水平起降、两级入轨 RBCC 空天飞行器的典型任务剖面。

组合动力空天飞行器的任务特点可归纳为:

1) 飞行包线宽。飞行器从地面水平起飞,直至加速至 $Ma6$ 以上,分离高度一般在 30 km 以上,飞

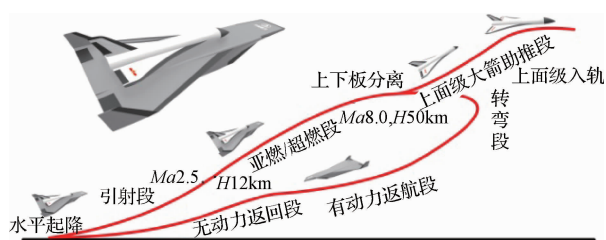


图2 水平起降、两级入轨 RBCC 空天飞行器

Fig.2 HTHL and TSTO RBCC aerospace

行器的飞行包线宽,在飞行过程中经历复杂的力/热环境。

2) 机身尺度大。为了保证载荷的有效入轨,空天飞行器的机身长度一般可达数十米甚至一百米以上,大尺度下的内/外流耦合、地面试验验证和机身弹性导致的多场耦合问题严重,给组合动力空天飞行器的设计带来极大的挑战。

3) 外形复杂。为了保证全包线下的飞行性能,要求飞行器的升阻比和推阻性能满足一定要求,所以飞行器气动外形和发动机高度一体化设计,扁平化、翼/身融合和机身/发动机一体化是该类飞行器的典型设计特点。然而,复杂的气动布局给飞行器设计和制导控制带来了极大的挑战。

2 关键技术

宽包线飞行、大尺度机身和复杂气动布局是组合动力空天飞行器的典型特征。为了实现组合动力空天飞行器的工程化研制,需要突破一系列的关键技术。主要的共性关键技术包括:气动布局技术;机体/推进一体化技术;热防护与热管理技术;制导技术;控制技术;地面和飞行试验技术。

2.1 宽域气动布局技术

2.1.1 技术难点分析

由于组合动力空天飞行器飞行包线宽,气动布局设计无固定设计点,此外,布局设计需要满足整个飞行包线内的升力匹配和推阻特性,并保证全速域段的稳定性问题。主要的技术难点包括:

1) 宽包线下的升力匹配。为满足正常的水平起降,飞行器机翼面积大,以满足低速段的起飞升力要求。但在高速飞行段,由于飞行器机翼面积大,小攻角飞行或气流扰动引起的攻角调整均会产生较大的升力变化,导致爬升率过高,飞行器极易飞出飞行走廊。

2) 宽包线下的飞行器稳定性。随着飞行速度的增加,飞行攻角不断调整,焦点位置不断改变,且随着燃料的消耗,飞行器的质心不断偏离满载状态的位置,气动外形设计需要综合考虑气动性能和稳定性问题。

3) 宽包线低阻气动外形设计技术。由于机身内部的装载要求,以及低速的起飞问题,飞行器在高速段的零升阻力大。为了降低飞行器的气动阻力,扁平化的翼身融合布局逐渐成为主流形式,但对于宽速域飞行的组合动力空天飞行器,无固定设计点,复杂低阻外形的参数化描述复杂,难以通过传统的布局设计思想实现飞行性能的整体最优。

2.1.2 研究现状

20 世纪 70 年代至 80 年代初,兰利研究中心开始致力于气动外形与发动机一体化技术的研究,并首次提出了高超声速飞行器气动外形与发动机一体化布局的概念^[15]。

Fajikawa 等^[16]对两级入轨 RBCC 运载器进行了多学科优化设计,在气动模块通过工程估算方法来计算样本点气动特性并建立了径向基函数(Radial based function, RBF)代理模型,最后利用模拟退火算法来获取全局最优外形。Atsushi 等^[17]基于三维 Euler 方程以及序列二次规划算法对巡航点处的高超声速飞行器外形进行了优化,优化时将亚声速、跨声速两个设计点的气动性能作为约束条件,同时也考虑了防热、结构等其它学科约束,得到了较为理想的构型。Ahuja 等^[18]通过高速面元法求解巡航式高超声速飞行器的气动特性,并利用准一维流来模拟发动机内流,实现了气动、推进、结构学科的匹配优化。车竞^[19]以吸气式高超声速巡航飞行器为研究对象,利用多目标遗传算法,以巡航飞行阶段的气动力、气动热、雷达散射截面等作为优化目标,对高超声速飞行器气动布局的机身与机翼分别进行单独优化和总体优化。李晓宇等^[20]对吸气式高超声速飞行器进行参数化建模,采用高精度计算流体力学(Computation fluid dynamics, CFD)方法建立了气动响应面近似模型,并结合遗传算法获得了不同优化目标的优化外形。陈兵^[21]总结了吸气式高超声速飞行器的一体化设计与分析方法,运用多点优化的手段对宽速域 RBCC 运载器的外形进行了分部件优化与整机优化,最后通过弹道验证,证明了优化方案

的优越性,但在整机优化时未使用基于 N-S 方程的三维 CFD 分析。

当前,气动布局设计研究中,对组合动力飞行器复杂外形的参数化描述能力有限,优化中气动性能的分析精度较低,全机外形优化时考虑的约束难以真实反应其他学科的需求,严重制约组合动力飞行器气动布局设计的发展。

2.1.3 发展途径和方向

气动外形需要保证基本的气动性能和装载特性,同时还要权衡动力、防热等学科之间的设计矛盾。未来的发展途径和方向主要包括:

1)复杂气动外形的参数化。通过合理的参数控制飞行器的气动外形,是实现宽速域气动外形设计的首要关键技术,利用尽可能少的参数描述尽可能复杂的气动外形,是未来宽包线气动外形设计成败的关键。

2)代理模型技术。复杂气动外形的设计需要高拟真度的计算结果作为支撑,为了保证优化效率,基于高拟真度计算结果的代理模型技术是未来组合动力空天飞行器气动外形设计的一种重要途径。发展样本的高拟合代理模型和加点策略是宽包线气动布局优化设计的重要技术。

3)基于多学科的气动外形优化技术。组合动力空天飞行器的气动外形设计无法单独利用气动性能加以量化,需要综合考虑多学科的约束,通过总体性能对外形设计结果的好坏加以评估。因此,开展基于多学科的气动外形优化,可更加全面的考虑设计约束和目标函数,是未来宽包线复杂组合动力空天飞行器气动外形设计的发展趋势。

2.2 机体/推进一体化技术

2.2.1 技术难点分析

为了满足高速段吸气式动力的推阻匹配问题,需要采用机体/发动机一体化设计,缩减飞行器的横截面积,以减小飞行器的气动阻力。组合动力空天飞行器机体/推进一体化的技术难点包括:

1)宽包线飞行器和发动机的高效匹配设计。前体/进气道、隔离段、燃烧室和后体尾喷管等是机体/推进一体化的主要部件,为保证宽包线下一体化性能,各部件的设计一般遵循不同的准则,因此,各部件之间的集成和匹配是机体/推进一体化需要重点考虑的技术难点之一。

2)内外流耦合作用机理。外流和发动机之间一般通过隔离段中的激波串实现流场匹配,对于宽包线飞行的一体化外形,由于外流和内流的流动特征不断改观,内外流之间的耦合关系也随之不断调整,耦合作用机理复杂,是机体/推进一体化的另一个技术难点。

3)多物理场耦合及其对一体化性能的影响。大尺度机身的低刚度问题难免会引起机身结构的变形和振动,物面的结构变形和振动又会影响一体化性能。在高动压和高热流影响下,非线性现象明显,进一步加剧了多物理场耦合问题的复杂性。

2.2.2 研究现状

早在 20 世纪 60 年代,Thomas 等^[22]就对机身和推进系统的相互作用问题进行研究,分析了在不同的外形尺寸下飞行器的气动性能和推进性能,此后,NASA 兰利研究中心的 Johnston 等^[23]对机身和发动机流场的相互作用问题作了进一步的研究,并重点关注在非设计点状态下的稳定性问题。Keith^[24]采用 CFD 和一维流相结合的方法研究了气动/推进的耦合分析方法,通过引入特征线法计算扰动的传播问题,并通过时间步迭代完成气动/推进耦合界面的匹配。Malcolm 等^[25]和 William 等^[26]采用试验手段研究了进气道和燃烧室之间的数据匹配问题,Denny 等^[27]基于 NS 方程求解和零维发动机模型研究了 F-16、F-18 和 A-10 等飞机进气道和发动机的耦合问题,Scott 等^[28]针对 F16 战机,利用数值方法分析了宽包线下外流和进气道、发动机等内部流场之间的耦合问题。

吸气式飞行器存在严重的热气动弹性问题,随着一体化耦合机理研究的深入,研究人员认识到机身的弹性变形和气动热问题对机体/推进一体化问题的影响显著,开展了气动弹性和气动热弹性问题对内外流耦合影响的研究。Jack^[29]研究了在超声速流动中的气动弹性和热气动弹性行为,Adam 等^[30]研究了超声速流动中热气弹问题的流场、热场和结构场之间的耦合问题。针对气动弹性与吸气式飞行器机体/推进一体化的耦合问题,Andrew 等^[31]建立了气动弹性与一体化的分析模型,并采用 CFD 和工程估算相结合的方法研究了一体化构型在气动弹性影响下的响应特性,明确了机身弹性变形对一体化性能的影响,相关工

具可用于吸气式机体/推进一体化飞行器的动力学特性分析。

机体/推进一体化设计中进气道等部件一般基于固定设计点加以设计,难以满足组合动力空天飞行器的宽包线飞行任务。内外流耦合特性复杂,飞行器尺度越来越大,难以通过地面试验加以验证,进一步加大了多尺度下的内外流耦合作用机理研究的难度。考虑到飞行器本身的流、固、热耦合等因素,机体、推进一体化的多物理场耦合问题复杂,当前学界的研究相对较少。

2.2.3 发展途径和方向

宽包线和大尺度是机体/推进一体化研究的主要难点,未来的发展途径和方向包括:

1) 基于多点/多目标优化的机体/推进一体化设计。耦合问题是大尺度机体/推进一体化设计的主要难点,设计过程需综合考虑指标分配、部件设计、部件间的匹配、性能分析与验证和多物理场耦合特性分析等,合理分配宽包线下的设计约束和目标函数,在多评估点下开展机体/推进一体化优化设计。

2) 多尺度下的内外流耦合机理研究。开展多尺度下内外流耦合机理问题研究,明确不同来流下,燃烧室背压在内流的反向传播机理,在不同外流条件下,内流波系的演化、边界层的分离和再附,以及激波-边界层相互干扰下的波系振荡问题。明确不同尺度布局的内外流耦合特性,揭示尺度效应对内外流耦合的影响。

3) 机体/推进一体化多物理场耦合作用机理研究。机体/推进一体化的多物理场耦合问题需关注不同学科间的耦合特征,主要包括内外流耦合、外流场与机体弹性变形的相互影响,不同发动机模态下内流场与机体结构的相互作用等。通过多场耦合问题研究,明确机体/推进一体化的耦合作用机理,建立面向控制的动力学模型,指导组合动力一体化飞行器的制导控制技术研究。

2.3 热防护与热管理技术

2.3.1 技术难点分析

飞行器的热管理系统是指通过对热能的产生、疏散和回收再利用全过程的管理,保证飞行器安全的系统。飞行器飞行过程中产生的热能主要包括机体与空气摩擦产生的气动热,以及燃烧室中的燃烧

余热,通常需要隔热、热疏导、温控等技术保证飞行器的安全。随着组合动力技术的发展,高超工程出现了可重复使用、宽包线任务和长时巡航等需求,飞行器的热环境更加严酷:1) 高速飞行产生的气动热和燃烧室燃烧产生的热能巨大;2) 气动构型的高标准使得机体前缘和进气道唇口前缘非常尖锐,气动加热非常剧烈,热流密度可达兆瓦级以上^[32];3) 机体/发动机一体化,使得气动热和燃烧热相互深度影响,热管理系统涉及防热、结构、推进等多个学科,复杂度高。

2.3.2 研究现状

1) 防热材料与结构

西北工业大学航天学院针对纤维增强聚合物防热复合材料,建立了热响应、热/力学响应预报模型,对热流载荷下的热分解反应、传热过程以及热解气体聚集引起的孔隙压力、扩散过程、质量引射效应,以及强热流和力学载荷耦合作用下的刚度和强度衰减行为、材料损伤机理与破坏模式(见图 3)等问题进行了研究^[33]。烧蚀过程会改变热防护结构的表面形状,从而改变边界层内的气动特性,增加飞行器控制难度,因此,未来烧蚀型热防护技术应该关注极

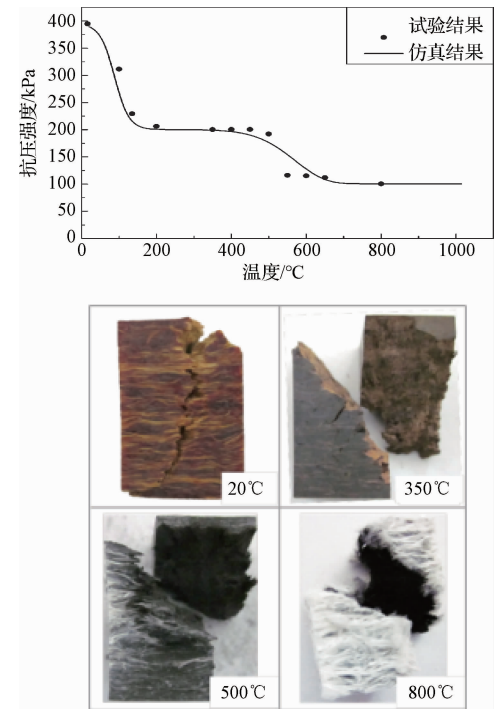


图 3 防热材料的高温强度性能及破坏模式
Fig. 3 High temperature strength properties and failure modes of TPS materials

端环境下,关键端头部位的粒子侵蚀、剥蚀、凹陷、沟槽等引起的烧蚀不对称性问题,应该提高热防护材料烧蚀后碳化层的力学性能,建立准确的烧蚀/剥蚀耦合模型,准确预报热防护结构的烧蚀外形。

多功能结构是指可同时实现多种功能的结构,包括承载/防热、承载/防热/供电、承载/防热/振动控制等一体化多功能结构。西北工业大学航天学院开发了一种轻质全复合材料防隔热/承载一体化波纹夹芯型热防护结构,开展了全复合材料波纹夹芯一体化热防护结构制备技术研究,制备出的一体化热防护结构如图 4 所示。通过地面试验考核发现,西北工业大学航天学院设计的全复合材料波纹夹芯热防护结构兼具防热和承载两方面的性能,是防热/承载一体化热防护系统的理想候选方案。

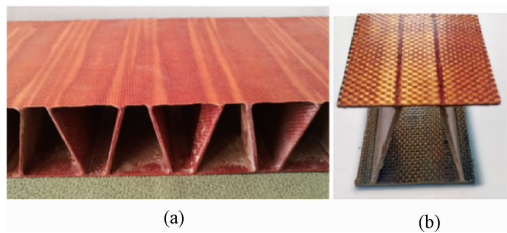


图 4 承载/防热多功能结构

Fig. 4 Load-bearing and TPS multifunctional structure

2) 热能疏散与回收再利用技术

热能疏散是指通过疏导、辐射、烧蚀等形式耗散热能,基于被动、半主动和主动防热技术的特点,如图 5 所示,西北工业大学航天学院针对组合动力飞行器构建了热管理系统初步方案,在背风面等低温区域采用被动防热方案,而高温部位如前缘、唇口、燃烧室以及尾喷管等,采用更加高效的主被动结合方案。

对于飞行器而言,热能的再利用技术主要分为两类,再生冷却和热电转换技术,前者将余热以燃料内能的形式直接带入推进系统,转换为推进能,后者则将余热转换为电能,供给航电等系统。

再生冷却技术是指以燃料为冷却工质,流经冷却通道,以对流换热的方式,吸收来自固体壁面的热量,最后进入燃烧室参与燃烧的技术。从余热回收利用的角度讲,现有的再生冷却方案多为发动机燃烧室^[34]以及尾喷管等部位燃烧余热的再利用。西北工业大学航天学院针对某组合动力飞行器,开发了机体全局的气动热再生利用网络,有效降低了被

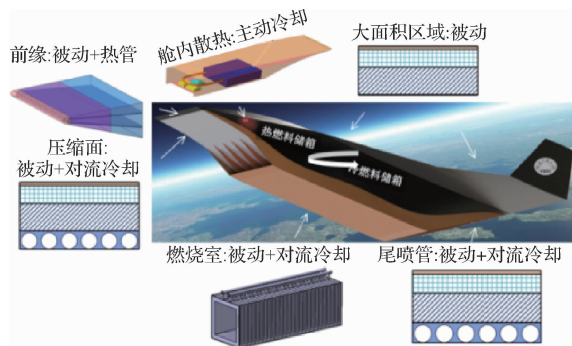


图 5 飞行器主被动复合热防护总体方案

Fig. 5 The overall scheme of active and passive TPS

动防热系统质量(30%以上),但气动热和燃烧热再生系统间的耦合关系及一体化设计,再生冷却系统与热能疏散系统之间的相互影响机理方面,还需要大量研究。

热电转换技术是指将热量转化为电能的技术,可通过热电材料的塞贝克效应直接实现。目前,学界已经开发出了高、中、低温热电材料体系以及相应的热电器件方案^[35]。对于高超声速飞行器,开发热电转换模块需要考虑大温度范围和变化剧烈的热环境。西北工业大学航天学院针对某组合动力飞行器,开发了热电多功能结构方案,利用 C/SiC 材料抵抗外界的气动加热,热电材料将部分热能为电能。目前热电转换技术,还缺乏适应大温域(100℃~1000℃)高效结构,以及承载/防热/供电多功能结构的开发和性能评估研究。

2.3.3 发展途径和方向

高超声速组合动力飞行器复杂的热环境以及一体化设计的机体与发动机,使得传统或者单一防热技术无法满足设计需求,需要基于飞行器热能的疏导耗散和回收再利用,开发热管理系统。主要的发展途径包括:

1) 设计高效的热能疏散系统,通过主被动复合及多功能结构等技术手段,设计出轻质高效的热能疏散系统。

2) 构建机体/发动机热能再利用一体化系统,基于气动热及燃烧热的再生利用及热电转换等技术,实现余热回收利用,提升热管理效率和飞行器总体能效。

3) 开展热能疏散/再利用系统耦合设计,实现飞行器热能的高效和综合管理。

2.4 制导技术

2.4.1 技术难点分析

组合动力空天飞行器需要经历冲压上升段的飞行过程,运载器在空气动力、发动机推力以及机体姿态与轨迹之间存在很强的耦合关系,导致轨迹设计和制导工作存在诸多难点。

1) 高精度制导技术。空天飞行器上升和再入过程中的飞行走廊狭窄,为保证飞行器在飞行走廊内飞行,需要制导系统能够高精度的跟踪标称轨迹,保证飞行器在飞行走廊内飞行。

2) 飞行轨迹与制导的一体化技术。为了更好的满足任务需求,在飞行过程中,飞行轨迹需要实时的优化并调整,并在出现故障情况下,能实现自主应急返回任务规划。因此,需要飞行轨迹与制导方案的一体化设计,进一步加剧了制导技术的研究难度。

3) 对于组合动力空天飞行器原发射场返回方案而言,制导相关研究尤为复杂。仅轨迹设计就有一系列问题需要解决。例如,采用火箭模态让运载器在纵向平面内转弯的燃料不足问题,或采用飞机类型的动力返回导致运载器系统更加复杂。

2.4.2 研究现状

组合动力空天飞行器制导问题需要结合飞行弹道,综合考虑飞行过程中的各类约束。Chudej 等^[36]通过研究飞行器自身结构与燃料质量的关系,采用优化方法获得燃料最省轨迹,从而减小油箱容积。Olds 等^[37]在上升段采用恒定动压来限定飞行器加速爬升过程,并基于 POST 软件中的控制器对利用恒定动压下的爬升轨迹进行了跟踪制导。Pescetelli 等^[38]利用群体智能随机优化算法和确定性梯度算法,获得了考虑过程动压约束并以有效载荷质量最大为优化指标的最优上升段轨迹。Dalle^[39]考虑加速度设计对燃料消耗的影响,比对了最大加速度与燃料最省下的上升轨迹,并提出了航迹倾角变化率的约束条件。Williams^[40]研究了高超声速导弹时敏区域攻击轨迹的求解问题,建立由超越曲线拟合而成的推力模型,利用 Epsilon-Trig 正则化方法对 bang-bang 控制问题进行正则化,可以通过间接方法求解 bang-bang 控制问题。

王厚庆等^[41]通过求解三自由度的质点运动学方程对 RBCC 巡航飞行器上升段的飞行轨迹和推进剂质量消耗进行了分析,但是在求解轨迹方程中仍

未考虑发动机推力性能,将难以保证所设计飞行轨迹的加速过程能够得以实现。吕翔等^[42]提出了一种基于 B 样条建立马赫数-动压参考曲线,通过二分法求解攻角,用以跟踪参考曲线的 RBCC 运载器爬升轨迹设计方法。薛瑞等^[43]提出了一种等动压爬升的轨迹设计方法,但未给出攻角的计算方式。龚春林等^[44]建立了以 Radau 伪谱法为基础、燃料最省为目标、基于混合积分变量的全局最优轨迹求解模型,尝试采用优化的方法,以获得 RBCC 运载器最优的上升段轨迹。由于采用伪谱法对上升段轨迹进行优化,所得结果可能出现不可行点,因此,闫晓东等^[45]使用等动压的制导方法,但是并未研究设计轨迹的可控范围以及和其他阶段轨迹的衔接条件。CHEN 等^[46]在考虑了控制性能的限制,推导了系统的稳定性、跟踪精度和鲁棒性的综合指标,确定了具有约束和控制指标的飞行剖面,从而设计一组上升轨迹作为跟踪控制的候选轨迹。

当前,高超声速飞行器的轨迹规划和制导技术研究较多,但较少考虑组合动力多模态的工作特点,尤其是在模态转换过程中的轨迹跟踪偏离问题。

2.4.3 发展途径和方向

针对未来组合动力空天飞行器制导问题,需要重点解决其飞行走廊过窄的问题,未来的发展途径包括:

1) 飞行轨迹在线优化技术。为了更好的满足制导需求,飞行过程中根据实测的飞行器位置,开展飞行轨迹的在线优化设计,并实时的调整飞行轨迹和制导方案,以保证飞行性能最优。

2) 在线闭环制导技术。针对飞行过程中制导误差累积等问题,通过在线闭环制导技术的研究,实现制导指令的快速评估和改进,保证指令的有效性和可靠性。

3) 与传统火箭动力相比,由于吸气原因,组合动力系统的性能与飞行环境密切相关。为保证发动机在最优或者稳定的状态下正常工作,组合动力空天飞行器的爬升轨迹设计采用等动压轨迹设计方法,即当动压达到某设计常值后,保持该常值动压,协调飞行器加速和爬升。

2.5 控制技术

2.5.1 技术难点分析

组合动力空天飞行器的控制技术难点主要表

现在:

1) 在组合动力天地往返飞行器一体化耦合理论建模方面,当前的模型并没有将一体化设计所导致的气动/推进/结构/控制多学科耦合机理以及一些重要的物理机理特性体现出来,使得分析模型存在较大不确定性。

2) 在飞行动态特性分析方面,基于精细耦合理论模型的耦合测度研究以及不确定性对飞行动态影响的定量分析方面的研究比较欠缺。

3) 在干扰抑制控制方面,控制系统的设计尚且存在一些问题,一般在控制系统设计完成之后,给出特定的干扰以及不确定性的范围和区间来进行鲁棒性和稳定性的分析,这种模式设计有盲目性。

4) 在控制精度和稳定度方面,故障诊断和高可靠容错控制是实现控制系统工程应用的必要措施,也是未来可重复使用空天飞行器的设计难点和重要发展方向。

2.5.2 研究现状

组合动力空天飞行器的一体化布局以及宽速域、大空域的飞行特性,使其气动、RBCC 动力及结构存在不同程度的不确定性。同时,由于一体化设计使得气动/推进/结构/控制存在不同程度的耦合。这种耦合效应将系统的不确定性放大,从而使得实际飞行动态特性偏离设计目标,造成控制系统失效。X-43A 的第一次试飞失控就是由于不确定性超出了控制系统能够稳定的边界^[47],即所设计的控制系统对干扰没有达到较好的抑制效果。

在组合动力空天飞行器的理论建模问题中,其关键在于建立双模态吸气式高超声速飞行器的理论模型,在这方面国内外学者进行了相关研究。Charez 等^[48]首次给出了类 X-30 构型的高超声速飞行器的纵向动力学解析模型,并推导了气动稳定性导数和气动控制导数的理论模型。Torze 等^[49]在 Schmidt 模型的基础上,研究了刚体和弹性体动力学之间的耦合影响,改进了外喷管模型,分析了其对控制系统设计的影响。Torze 等^[50]又提出了一种热壅塞和亚燃超燃模态转换性能计算方法,改进了双模态冲压发动机面向控制的模型。Freundreis 等^[51]从结构弹性方面进行了若干改进,建立了动力学耦合模型。在国内,李惠峰等^[52]研究了高超声速飞行器刚体/弹性体耦合动力学模型。吴志刚等^[53]研究

了推力耦合下的高超声速飞行器气动伺服弹性问题。张希彬等^[54]基于斜激波和普朗特迈耶理论、参考温度法等提出了考虑气动/推进/结构的综合建模方法。Zhang 等^[55]在此基础上考虑弹性变形、气动/推进耦合特性以及地球曲率和离心力的影响,推导建立了刚体/弹性体耦合的动力学方程,从频域对耦合影响进行了分析。

由于高超声速飞行器模型具有强非线性、强耦合性和强不确定性等特点,传统的基于线性模型的控制方法具有很大程度的局限性,因此,基于高超声速飞行器非线性模型直接进行控制器设计的控制方法得到了广泛的探索和研究。普林斯顿大学的 Marrison 等^[56]提出了一种基于随机鲁棒性分析的控制器设计方法。由于高超声速飞行器的模型具有强非线性、强耦合性以及不确定性等特性,因此要求高超声速飞行器的控制器设计必须具有较强的鲁棒性。Firdman 等^[57]于 1994 年提出了高阶滑模控制(Higher-order sliding mode control, HOSMC)的概念。高阶滑模控制是传统滑模控制的推广,它将不连续的反馈控制输入作用在滑动面变量的高阶导数上,不仅保持了传统滑模控制的主要性质,而且还具有自己独特的优势,主要体现在抑制抖振、消除相对阶的限制和提高控制精度等方面。另一方面,随着干扰观测器(Disturbance observer, DOB)在控制理论中的研究,使得基于 DOB 的控制器设计方法被应用于带有不确定性与干扰的线性/非线性系统控制问题,如干扰调和控制中的未知输入观测器、基于等价输入干扰的估计器、扰动观测器、扩展状态观测器、不确定性与干扰估计器等。近年来,除了上述基于动态逆的控制方法外,反步控制也是经常被用于解决高超声速飞行器的跟踪控制问题的控制方法。

2.5.3 发展途径和方向

稳定性和可靠性是控制系统设计的关键,未来的空天飞行器控制技术的发展方向包括:

1) 建模技术

宽包线气动理论模型。针对目前气动建模理论方法应用于宽包线吸气式运载器存在的限制与不足,考虑变热力学参数影响,提出宽域飞行的外流场组合建模技术,建立适应宽包线飞行的气动理论模型。

(1) 宽包线组合动力模型。研究吸气式组合动

力多模态模型及模态转换策略,建立适应宽包线飞行的吸气式组合动力理论模型。

(2)气动/推进一体化精细耦合理论模型。提出内外流一体化耦合求解策略,并根据耦合求解策略建立吸气式运载器气动/推进宽速域一体化精细耦合理论模型。

(3)开展模型验证与仿真分析,在此基础上,应用灵敏度分析,结合多项式响应面模型,建立宽域飞行的控制模型。

2)空天往返飞行器动力学模型仿真测试

首先,建立宽域气动、推进模型,通过 CFD 数值模拟及实验对气动、推进模型进行验证,获得具有较高精度的机理模型。其次,应用拉格朗日原理推导建立刚体/弹性耦合动力学模型。最后,对空天往返飞行器的动力学特性进行仿真分析。

3)直接力/气动力复合控制

为了解决高空、高速和高机动的任务需求,需要在传统的气动舵控制基础上,考虑 RCS 和推力矢量。通过复合控制的手段,保证组合动力空天飞行器在全包线下的飞行控制性能。

2.6 地面和飞行试验技术

2.6.1 技术难点分析

组合动力飞行器发动机流道所涉及的部件通常有:进气道、隔离段、燃料喷射系统、燃烧室和尾喷口。其中燃烧室内的流动、燃烧反应、传热最为复杂。燃料在燃烧室内剧烈的燃烧释热对燃烧室内的压力产生剧烈扰动。来自燃烧室的背压扰动会改变隔离段内的激波结构,并通过隔离段和进气道的亚音速边界层向上游传播。可能引起隔离段或进气道流动分离甚至严重的会最终导致进气道不启动。但进气道和隔离段的工作状态又对燃烧室工作状态产生了决定性的影响。同时飞行器的前缘处产生的激波也对进气道性能有很大影响。

组合动力飞行器发动机流道内的流动还包含了复杂的激波附面层干扰作用,以及激波之间的相互作用。这些作用与进气道及前缘的几何形状、尺寸、温度、大气环境等因素息息相关。不同尺度模型边界层厚度的不同会对进气道工作状态产生一定的影响同时对内流道的摩擦阻力影响较大。

2.6.2 研究现状

1)地面试验

由于组合动力空天飞行器机体与推进系统高度一体化,以及飞行器各部分强耦合关系的特点。对地面实验提出了更高的要求。国内外研究者在如何精确获得飞行器气动力特性等一系列复杂问题进行了研究。我国中科院力学所还研制成功了被国际上称为“高超巨龙”(Hyper Dragon)的 JF12 激波风洞,也是国际首座可复现飞行条件的高超声速风洞^[58]。

由于变马赫数风洞技术尚不成熟,因此风洞试验主要开展固定状态的试验验证,而分离、加速状态下的性能验证可通过火箭橇试验实现,该试验主要通过捆绑固体助推器,使试验平台在轨道上模拟试验器的加速过程。美国在 Holloman 建立名为 HHSTT 的火箭橇试验轨道,轨道长 15546 m,试验马赫数可以达到 $Ma = 6$,开展了高超声速火箭发动机试验、高雷诺数气动力试验等高超声速飞行器试验^[59]。国内 051 基地等也对火箭橇试验进行了大量研究^[60]。

2)飞行试验

2004 年 X-43A 在马赫数 7 和 10 状态下的飞行试验取得了具有里程碑意义的成功^[61-62],飞行马赫数 7~10。使用飞马座固体火箭助推器,由 B-52 飞机从高空投放,然后由助推火箭加速至试验马赫数后与试验器分离。分离后发动机工作实现了高超声速下的正推力。之后美国的高超声速飞行(HyFly)计划、澳大利亚的超燃冲压发动机高速射击飞行试验(HyShot)以及美澳合作的高超声速国际试飞研究项目(HiFiRE)均取得了较大成功。

国内方面,国防科技大学、航天科工三院、航天科技一院等都成功实现过高超临近空间飞行器的飞行试验。

2.6.3 发展途径和方向

组合动力飞行器试验验证问题的发展方向有:

1)发展更适合的地面试验设备。发展更长工作时间更高总焓马赫数连续可变的风洞试验设施。通过公开报道可以看到美国在这方面研究已经走在世界前列,并取得了阶段性成果。近年中国的试验能力也有了较大发展,如中科院力学所研制的长试验时间爆轰驱动激波风洞(JF12)等。

2)发展低成本快响应的带飞试验平台。带飞试验是目前可行的试验手段中最接近真实飞行状态的试验手段。如果能通过重复使用等手段降低单发

试验成本,并缩短试验响应时间,将会很大程度上提高目前已有试验水平。

3)借助 CFD 等方法,发展不同尺度和来流条件的试验数据换算方法。对于不同模型尺寸、来流条件,实现试验结果的相互换算,可以很大程度上减少对试验设备的要求。

3 结 论

本文针对组合动力空天飞行器,明确其宽包线、大尺度和复杂外形的特点,分析该类飞行器的主要关键技术,重点从气动布局、机体/推进一体化、热管理、制导控制、并联分离和地面/飞行试验等方面进行阐述,明确各类关键技术的技术难点、发展现状和未来的发展途径。相关分析可用于指导未来该类飞行器的技术发展方向。

致谢:

感谢李新国、张栋、时圣波、苟建军和王健磊等老师对论文提供的帮助。

参 考 文 献

- [1] Waldman B, Harsha P. NASP: Focus on technology[C]. The 4th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Cleveland, USA, September 21 – 23, 1992.
- [2] Hyde E H, Escher D W. The NASA ASTP combined-cycle propulsion database project: a progress report[C]. The 36th AIAA, ASME, ASE and ASEE Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, USA, July 24 – 28, 2000.
- [3] George F O. Air-breathing hypersonic research at Boeing phantom works[C]. AIAA/AAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technology, Orleans, USA, September 29 – October 4, 2002.
- [4] David A Y, Timothy K. Lazarus: A SSTO hypersonic vehicle concept utilizing RBCC and HEDM propulsion technologies[C]. The 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Canberra, Australia, November 6 – 9, 2006.
- [5] John R O, Laura L, John B, et al. Stargazer: A TSTO Bantam-X vehicle concept utilizing rocket-based combined cycle propulsion[C]. The 9th International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, Norfolk, USA, November 1 – 5, 1999.
- [6] Bradford J E, Charania A, Olds J R, et al. Xcalibur: A vertical take off TSTO RLV concept with a HEDM upper stage and a scram-rocket booster[C]. The 53rd International Astronautical Congress, Houston, USA, October 10 – 19, 2002.

- [7] Bradford J E, Olds J R, Wallace J G. Concept assessment of a hydrocarbon fueled RBCC-powered military spaceplane[C]. The 54th JANNAF Propulsion Meeting/5th MSS/3rd MSS, Denver, USA, May 14 – 16, 2007.
- [8] Ajay P K, John W L, Christopher T, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space[C]. AIAA Space 2010 Conference & Exposition, Anaheim, USA, August 29 – September 2, 2010.
- [9] Roger L, Alan B. The SKYLON project[C]. The 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, USA, April 11 – 14, 2011.
- [10] Barry M H, John B, Brad S G, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle design using the SABRE engine[C]. AIAA Space Forum, Long Beach, USA, September 13 – 16, 2016.
- [11] Axel V R, Vladimir S, Ristori A, et al. A combined experimental and computational study of the LAPCAT II supersonic combustor[C]. The 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Orlando, USA, September 17 – 19, 2018.
- [12] Shuichi U, Sadatake T, Toshihito S, et al. R&D on hydrocarbon-fueled RBCC engines for a TSTO launch vehicle[C]. The 20th AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Glasgow, UK, July 6 – 9, 2015.
- [13] Sarah A R, Todd S, Michael K S, et al. The HiFiRE 7 flight experiment[C]. The 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Orlando, USA, September 17 – 19, 2018.
- [14] Russell B, Sandy T, Laurie B, et al. SCRAMSPACE: Scramjet-based access-to-space systems[C]. The 17th AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, San Francisco, USA, April 11 – 14, 2011.
- [15] Kumar A, Drummond J P, McClinton C R, et al. Research in hypersonic airbreathing propulsion at the NASA Langley research center[C]. The 15th International Symposium on Airbreathing Engines, Hampton, USA, September 2 – 7, 2001.
- [16] Fujikawa T, Tsuchiya T, Tomioka S. Multi-objective, multidisciplinary design optimization of TSTO space planes with RBCC engines[C]. The 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, USA, January 5 – 9, 2015.
- [17] Atsushi U, Hideyuki T, Kojiro S. Aerodynamic shape optimization of hypersonic airlines considering multi-design-point[C]. The 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, Nice, French, September 19 – 24, 2010.
- [18] Ahuja V, Hartfield R. Optimization of air-breathing hypersonic aircraft design for maximum cruise speeds using genetic algorithms[C]. The 16th AIAA/DLR/DGLR International Space

- Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany, October 19 – 22, 2013.
- [19] 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007. [Che Jing. Optimization design of waverider-hypersonic cruise vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.]
- [20] 李晓宇, 欧海英, 丁国昊, 等. 基于响应面方法的高超声速飞行器一体化布局气动设计与优化[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(2): 8 – 11. [Li Xiao-yu, Ou Hai-ying, Ding Guo-hao, et al. Integrative aerodynamic design and optimization of hypersonic vehicle configurations based on response surface methodology[J]. Missile and Space Vehicles, 2010(2): 8 – 11.]
- [21] 陈兵. RBCC 运载器机体/推进一体化设计与研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2013. [Chen Bing. RBCC Launch vehicle Airframe/Propulsion integration design and study[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013.]
- [22] Thomas J G, Darrell E W, Louis J W. The effects of propulsion system-airframe interaction on the performance of hypersonic aircraft[C]. The 3rd Propulsion Joint Specialist Conference, Washington, USA, July 17 – 21, 1967.
- [23] Johnston P J, Cubbage J M, Weidner J P. Studies of engine-airframe integration on hypersonic aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1970, 8(7): 495 – 501.
- [24] Keith N. Development of a coupled inlet-engine dynamic analysis method[C]. The 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle, USA, July 6 – 9, 1997.
- [25] Malcolm R, Andmark B S. Development of high-response data analysis AIDS for inlet-engine testing[J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(5): 307 – 311.
- [26] William M S, Palmer E B. Dynamic test method for supersonic inlet/engine development[C]. The 2nd Aerodynamic Testing Conference, Los Angeles, USA, September 21 – 23, 1966.
- [27] Denny G, Horine J T, Nichols R H, et al. Inlet/engine integration examples using coupled transient and steady engine performance models with kestrel[C]. The 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, USA, January 13 – 17, 2014.
- [28] Scott M M, Yehia M R, Lewis B S. Coupled numerical simulation of the external and engine inlet flows for the F-18 at large incidence[C]. The 10th Applied Aerodynamics Conference, Palo Alto, USA, June 22 – 24, 1992.
- [29] Jack J M. Aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow[J]. AIAA Journal, 2008, 46(10): 2591 – 2610.
- [30] 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.
- [31] Andrew D C, Maj D M, Chivey W, et al. An aero-propulsion integrated elastic model of a generic airbreathing hypersonic vehicle[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Keystone, USA, August 21 – 14, 2006.
- [32] Gori F, Corasaniti S, Worek W M, et al. Theoretical prediction of thermal conductivity for thermal protection systems[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 49: 124 – 130.
- [33] 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.
- [34] 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.
- [35] 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.
- [36] Chudej K, Bulirsch R. Numerical solution of a simultaneous staging and trajectory optimization problem of a hypersonic space vehicle[C]. The 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, Munich, Germany, November 30 – December 3, 1993.
- [37] Olds J R, Budianto I A. Constant dynamic pressure trajectory simulation with POST[C]. The 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, January 12 – 15, 1998.
- [38] Pescetelli F, Minisci E, Maddock C. Ascent trajectory optimization for a single-stage – to-orbit vehicle with hybrid propulsion[C]. The 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Tours, French, September 24 – 28, 2012.
- [39] Dalle D J. Interactions between flight dynamics and propulsion systems of air-breathing hypersonic vehicles[D]. Michigan: University of Michigan, 2013.
- [40] Williams J. Trajectory optimization using indirect methods and parametric scramjet cycle analysis[D]. Indiana: Purdue University, 2016.
- [41] 王厚庆, 何国强, 刘佩进. 以 RBCC 为动力的巡航飞行器有效载荷质量敏感性分析[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(2): 87 – 93. [Wang Hou-qing, He Guo-qiang, Liu Pei-jin. Sensitivity analysis on payload mass of RBCC-powered cruise vehicle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(2): 87 – 93.]
- [42] 吕翔, 何国强, 刘佩进. RBCC 飞行器爬升段轨迹设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1331 – 1337. [Lv Xiang, He Guo-qiang, Liu Pei-jin. Ascent trajectory design method for RBCC-powered vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(7): 1331 – 1337.]
- [43] 薛瑞, 胡春波, 吕翔. 两级入轨 RBCC 等动压助推弹道设计与推进剂流量分析[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(2): 155 – 160. [Xue Rui, Hu Chun-bo, Lv Xiang, et al. RBCC constant

- dynamic pressure booster trajectory design and propellant mass flowrate analysis for TSTO transportation system[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, 36(2): 155 – 160.]
- [44] 龚春林, 韩璐, 谷良贤. 适应于 RBCC 运载器的轨迹优化建模研究[J]. *宇航学报*, 2013, 34(12): 1592 – 1598. [Gong Chun-lin, Han Lu, Gu Liang-xian. Research on modeling of trajectory optimization for RBCC-powered RLV[J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(12): 1592 – 1598.]
- [45] 闫晓东, 贾晓娟, 吕石. RBCC 动力飞行器等动压爬升方法[J]. *固体火箭技术*, 2013, 36(6): 711 – 714. [Yan Xiao-dong, Jia Xiao-juan, Lv Shi. An ascent trajectory design method with constant dynamic pressure for RBCC powered vehicle[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, 36(6): 711 – 714.]
- [46] Chen B, Liu Y, Shen H. Performance limitations in trajectory tracking control for air-breathing hypersonic vehicles [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(1): 167 – 175.
- [47] Marshall L A, Corpening G P, Sherrill R. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test[C]. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16 – 20, 2005.
- [48] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic vehicle model with dynamic analysis[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1994, 17(6): 1308 – 1319.
- [49] Torrez S M, Driscoll J F, Bolender M A, et al. Effects of improved propulsion modeling on the flight dynamics of hypersonic vehicles [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Honolulu, USA, August 18 – 21, 2008.
- [50] Torrez S M, Dalle D J, Driscoll J F. New method for computing performance of choked reacting[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(2): 433 – 445.
- [51] Frendreis S G, Cesnik C E S. 3D simulation of flexible hypersonic vehicles [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, Canada, August 2 – 5, 2010.
- [52] 李惠峰, 肖进, 张冉. 高超声速飞行器刚体/弹性体耦合动力学建模[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(2): 160 – 165. [Li Hui-feng, Xiao Jin, Zhang Ran. Hypersonic vehicle rigid/elastic coupled dynamic modeling[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(2): 160 – 165.]
- [53] 吴志刚, 楚龙飞, 杨超, 等. 推力耦合的高超声速飞行器气动伺服弹性研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(8): 1355 – 1363. [Wu Zhi-gang, Chu Long-fei, Yang Chao, et al. Study on aeroservoelasticity of hypersonic vehicles with thrust coupling [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(8): 1355 – 1363.]
- [54] 张希彬, 宗群, 曾凡琳. 考虑气动—推进—弹性耦合的高超声速飞行器面向控制建模与分析[J]. *宇航学报*, 2014, 35(5): 528 – 536. [Zhang Xi-bin, Zong Qun, zeng Fan-lin. Control-oriented modeling and analysis of a hypersonic vehicle with coupled aerodynamic-propulsion – elastic [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(5): 528 – 536.]
- [55] Zhang D, Tang S, Zhu Q J, et al. Analysis of dynamic characteristics of the rigid body/elastic body coupling of air-breathing hypersonic vehicles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016(48): 328 – 341.
- [56] Marrison C I, Stengel R F D. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1998, 21(1): 58 – 63.
- [57] Firdman L M, Levant A. Higher order sliding modes as the natural phenomenon of control theory [M]. *Proceeding of the Workshop Variable Structure and Lyapunov Technique*, Benevento, 1994.
- [58] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. *力学学报*, 2012, 44(5): 824 – 831. [Jiang Zong-lin, Li Jin-ping, Zhao Wei, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(5): 824 – 831.]
- [59] Cinnamon J D, Palazotto A N. Analysis and simulation of hypervelocity gouging impacts for a high speed sled test[C]. The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference, Honolulu, USA, April 23 – 26, 2007.
- [60] 田建明, 景建斌, 韩广岐. 高超飞行器地面试验方法综述[J]. *探测与控制学报*, 2013, 33(5): 57 – 60. [Tian Jian-ming, Jing Jian-bin, Han Guang-qi. Overview on hypersonic aircraft ground test method[J]. *Journal of Detection & Control*, 2013, 33(5): 57 – 60.]
- [61] Marshall L A, Corpening, G P, Sherrill R. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test[C]. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16 – 20, 2005.
- [62] Mark C, Davis J, Terry W. X-43A flight-test – determined aerodynamic force and moment characteristics at Mach 7.0[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(3): 472 – 484.

作者简介:

唐 硕(1963-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为空天飞行器总体设计、导航制导与控制等。

通信地址: 西安西北工业大学航天学院(710072)

电话: (029)88492783

E-mail: stang@nwpu.edu.cn