



力学进展
Advances in Mechanics

临近空间环境对飞行器作用效应研究和展望

滕宏辉, 任杰, 周萧明, 韩宏伟, 刘刘, 张子健, 黄锦松, 赵瑞, 苗龙, 罗凯, 左磊, 王东炜, 刘战伟

Effects of the Near-Space Environment on Flight Vehicles: Progress and Perspectives

TENG Honghui, REN Jie, ZHOU Xiaoming, HAN Hongwei, LIU Liu, ZHANG Zijian, HUANG Jinsong, ZHAO Rui, MIAO Long, LUO Kai, ZUO Lei, WANG Dongwei, and LIU Zhanwei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/1000-0992-26-020>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

数据驱动动力学与控制研究若干进展

Recent advances on data-driven dynamics and control

力学进展. 2025, 55(4): 747–818

极大空间结构在轨组装的动力学与控制

Dynamics and control of on-orbit assembly of ultra-large space structures

力学进展. 2025, 55(1): 1–29

宽速域高超声速飞行器气动布局: 研究进展与未来挑战

Wide-speed-range hypersonic vehicle aerodynamic configuration: Research progress and future challenges

力学进展. 2026, 56(2): 460–516

航天结构空间组装动力学与控制研究进展

Review on dynamics and control of space structure in the process of on-orbit assembly

力学进展. 2024, 54(2): 344–390

飞行器非线性气动伺服弹性力学

Nonlinear aeroservoelasticity of aircraft

力学进展. 2021, 51(3): 428–466

飞行器非线性振动试验与模型修正研究进展

Advances in vibration testing and model updating for nonlinear aerospace structures

力学进展. 2024, 54(4): 669–699



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

临近空间环境对飞行器作用效应研究和展望

滕宏辉^{1,2,*} 任 杰^{1,2} 周萧明^{1,2} 韩宏伟^{1,2} 刘 刘^{1,2} 张子健^{1,2}
黄锦松^{1,2} 赵 瑞^{1,2} 苗 龙^{1,2} 罗 凯^{1,2} 左 磊^{1,2}
王东炜^{1,2} 刘战伟^{1,2}

¹ 北京理工大学临近空间环境特性及效应全国重点实验室, 北京 100081

² 北京理工大学空天科学与技术学院, 北京 100081

摘 要 临近空间作为航空与航天的过渡区域, 具有大气稀薄、温度分层显著、风场强扰动等极端环境特征, 对飞行器气动、动力、控制及材料结构形成复杂耦合效应. 本文从“环境-飞行器耦合效应”的总体视角出发, 系统梳理了临近空间大气平均特性与时空演化规律并分析了环境参数向临近空间飞行器各子系统的传递链路及飞行包线约束. 在气动方面, 探讨了稀薄气体效应、风场扰动、气动加热、热化学非平衡以及边界层转捩与湍流模拟的关键问题; 在动力系统方面, 综述了亚燃/超燃冲压发动机、组合式发动机、爆震发动机以及电推进技术的环境适应性与面临的挑战; 在动力学与控制方面, 分析了跨域宽速域制导策略、强扰动下鲁棒控制方法以及智能控制与自主决策的发展现状与未来趋势; 在材料与结构方面, 阐述了极端热-力-声多场耦合下的热防护系统、主动热管理技术、噪声与振动抑制以及结构健康监测与数字孪生应用的研究进展和未来展望. 最后, 本文在上述不同领域提出了展望与若干研究建议. 与已有聚焦单一学科或特定效应的综述不同, 本文为临近空间飞行器总体及各系统研究提供了一套可参照的分析框架和关键技术方向, 有助于推动各领域从经验性设计向适应环境不确定性的精细化、一体化设计演进, 为未来临近空间飞行器的发展提供支撑.

收稿日期: 2026-05-08; 录用日期: 2026-08-12; 在线出版日期:

* E-mail: hhteng@bit.edu.cn

引用方式: 滕宏辉, 任杰, 周萧明, 韩宏伟, 刘刘, 张子健, 黄锦松, 赵瑞, 苗龙, 罗凯, 左磊, 王东炜, 刘战伟. 临近空间环境对飞行器作用效应研究和展望. 力学进展, 待出版

Teng H H, Ren J, Zhou X M, Han H W, Liu L, Zhang Z J, Huang J S, Zhao R, Miao L, Luo K, Zuo L, Wang D W, Liu Z W. Effects of the Near-Space Environment on Flight Vehicles: Progress and Perspectives. *Advances in Mechanics*, in press

© 2026 《力学进展》版权所有

关键词 临近空间飞行器, 环境耦合效应, 气动环境, 动力系统, 动力学与控制, 材料与结构

中图分类号: V1 **文献标识码:** A

DOI: 10.6052/1000-0992-26-020 **CSTR:** 32046.14.1000-0992-26-020

1 绪 论

随着空天技术的持续发展, 人类探索的领域正加速向临近空间延伸. 作为连接航空与航天的独特区域, 临近空间具有重要的战略价值, 但其复杂的环境物理特性也对飞行器设计提出了更高要求. 深入揭示临近空间环境对飞行器的作用机理, 是发展新一代临近空间飞行装备、提升其任务效能的关键基础.

1.1 临近空间的物理特征与战略价值

1.1.1 物理特征

临近空间指介于常规航空飞行区域与航天卫星轨道之间的空域过渡带, 也被称为“近空间”“亚轨道”“空天过渡区”“亚太空”“超高空”“高高空”等 (黄宛宁 等 2019). 在工程与应用研究中, 常将其高度界定为 20 ~ 100 km. 如图 1 所示, 此高度涵盖了平流层、中间层全域以及热层底部 (沈海军 等 2012), 具有复杂的环境物理特性. 临近空间的大气密度与压强随高度呈近似指数衰减, 在跨越多个数量级的变化过程中表现出显著的稀薄气体特征; 温度剖面则在不同大气分层间存在差异, 呈现显著的非单调变化 (United States Standard Atmosphere-1976, USSA-1976). 除了这些平均特性, 临近空间环境参数还表现出强烈的时空变化与不确定性, 如温度分布受太阳辐射等因素影响, 呈现出明显的季节变化和昼夜波动; 大气风场则受多尺度动力过程作用, 表现出强剪切性与波动性 (Fritts & Alexander 2003).

1.1.2 战略价值

临近空间因其独特的轨道高度与物理环境, 已成为构建“空天一体”的关键枢纽. 一是作为高超声速打击的“天然走廊”. 临近空间大气稀薄、阻力较低的环境, 为在稠密大气中难以实现的高超声速飞行提供了理想条件 (叶友达 等 2018). 凭借极高速度和多变轨迹 (如图 2 所示), 高超声速武器能够在两小时内实现全球到达和精确打击, 对现有的防空反导体系构成了严峻挑战. 近期, 随着中东局势持续动荡及地缘政治摩擦加剧, 伊朗于 2026 年 3 月使用“法塔赫-2”高超声速导弹袭击美军基地 (央视网 2026), 其疑似展示出的末段变轨机动和高速突防能力, 进一步凸显了发展此类武器能力的紧迫性. 二是作为“高空伪卫星”平台的信息节点优势. 平流层飞艇或太阳能无人机可实现长达数周甚至数月的驻留, 覆盖范围广且生存能力强. 相较于低轨卫星, 该类平台具备更短的通信时延、更高的观测分辨率, 同时易于回收维护与灵活重构 (Gonzalo et al. 2018).

基于上述战略考量, 世界主要航天强国竞相开展了有关临近空间飞行器的技术研发. 美国在

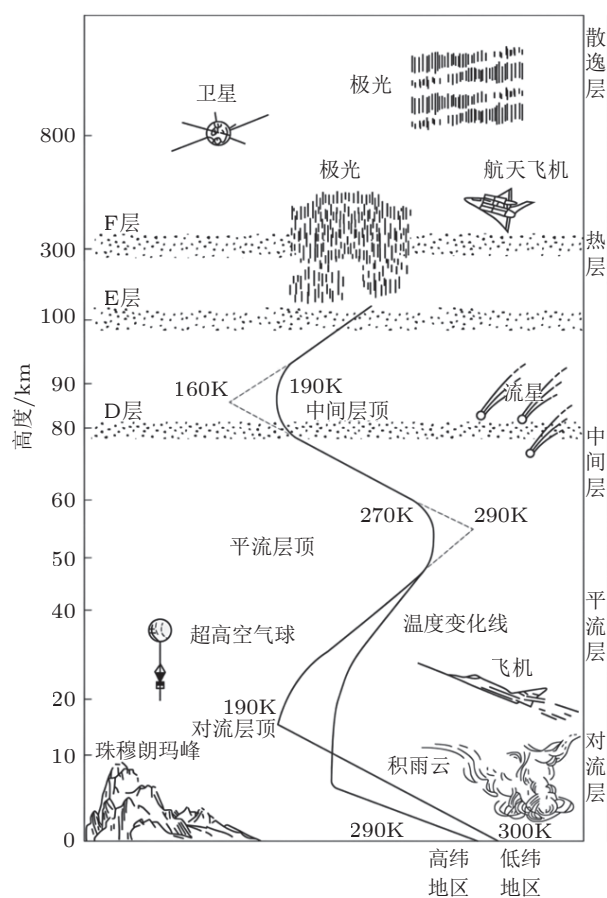


图 1

大气飞行环境 (沈海军 等 2012)

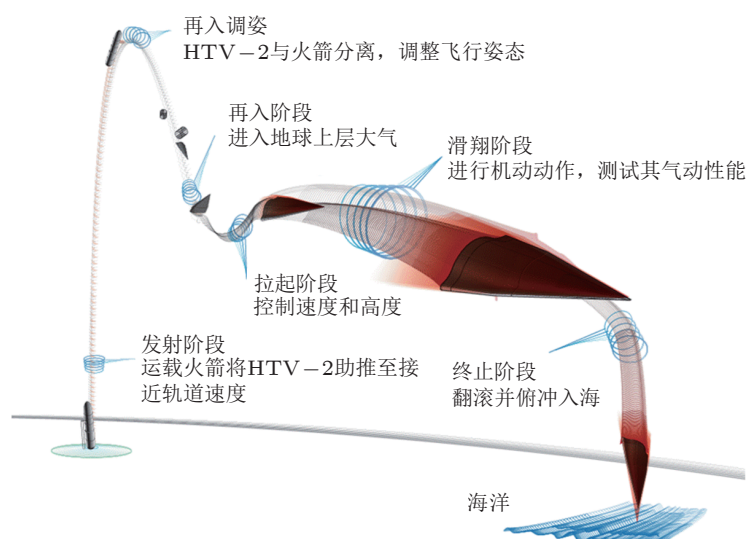


图 2

HTV-2 (Hypersonic Technology Vehicle 2) 高超声速飞行器打击示意图 (来源: 美国国防部高级研究计划局 (DARPA))

该领域长期投入,围绕“全球快速打击”计划开展了 X-51A 高超声速飞行器的研制,并在 2013 年完成最大飞行速度约马赫 5.1 的试验 (Spravka & Jorris 2015);在科研探测方面,隶属“环境研究飞机和传感器技术”项目的“太阳神”号无人机在 2001 年创下了 29.5 km 的非火箭动力飞行器的绝对高度纪录 (Teets et al. 2002). 俄罗斯则侧重于高超声速武器的实战化部署,形成了重要的打击能力. 其中“锆石”高超声速导弹已于 2023 年服役,并在 2024 年 2 月首次向乌克兰发射,击中基辅一处设施 (Sayler 2025). 欧盟于 2014 年启动 HEXAFly-INT (High-Speed Experimental Fly Vehicles-International) 合作计划,重点开展马赫 7 以上的飞行试验验证 (van Brummen et al. 2015). 我国在高超声速技术领域亦取得重要进展,如在纪念中国人民抗日战争暨世界反法西斯战争胜利 80 周年大会上公开亮相的东风-17、鹰击-21 等高超声速武器,体现了我国在高超声速打击平台取得的显著成果. 此外,我国于 2025 年启动建设“临近空间环境特性及效应”全国重点实验室,聚焦包括“临空环境与飞行器作用机理”在内的关键技术 (吴楠 2025),为后续任务发展奠定基础. 从总体布局来看,美国在高超声速领域的优势体现在基础研究厚度和工程化验证广度上,依托国防部高级研究计划局和空军研究实验室等机构建立了从材料、推进、气动到飞行试验的完整研发链条;俄罗斯侧重于武器化快速转化,已实现“锆石”“先锋”等多型装备的实战部署;欧盟的优势主要在于能够整合多个国家的优势开展多国合作计划,聚焦关键技术的飞行验证. 我国已在高超声速打击平台、临近空间环境研究基础设施等方面取得显著进展,并在高超声速飞行器装备研制和服役上走在世界前列,但在长航时吸气式动力、超高温材料等核心领域的工程化成熟度与飞行验证经验方面仍有提升空间.

1.2 临近空间飞行器主要类型

临近空间飞行器是指在临近空间飞行并执行相关任务的飞行器,根据其飞行速度,可将其划分为高速和低速飞行器两类,其任务特点分别对应于 1.1.2 节中所提到的两处优势.

临近空间高速飞行器的速度可达高超声速 ($Ma > 5$),其流场呈现出的复杂演化规律. 如图 3 所示,以 X-43A 为例,其在 Ma 7 工况下的模拟结果表明,飞行器表面热流分布、局部马赫数演化以及发动机尾喷流场之间存在耦合特征. 临近空间高速飞行器是当前大国战略竞争的焦点,主要包括运载火箭、空天飞机、助推-滑翔飞行器、吸气式巡航飞行器. 空天飞机融合航空与航天技术,能够以航天器方式完成任务,并以飞机方式返回着陆,具有快速周转与降低空天运输成本的潜力. 较为成熟的代表是美国 X-37B,自 2010 年首次发射以来已开展多次轨道飞行任务,其中第六次在轨时间长达 908 天 (Boeing 2022). 助推-滑翔飞行器通常由火箭助推进入高空高速条件后释放,在临近空间利用气动升力实施长距离滑翔机动. 其飞行轨迹通常遵循钱学森弹道或桑格尔弹道,能有效规避传统反导系统的中段拦截. 美国 HTV-2、俄罗斯“先锋”等均属此类. 吸气式高超声速巡航飞行器以超燃冲压发动机或组合发动机为核心动力,其显著特征是“机体/推进系统一体化”设计,代表性验证机包括 X-43A 与 X-51A. 该构型进入实用化后,需要解决流量捕获、设备装载和升阻比之间的矛盾,逐渐形成腹部进气布局一体化方案 (王振国 等 2023).

临近空间低速飞行器主要包括高空气球、平流层飞艇和高空长航时无人机. 高空气球依靠浮力升空,通常充以氦气,结构相对简单、成本较低,是开展临近空间环境研究的重要平台 (蔡

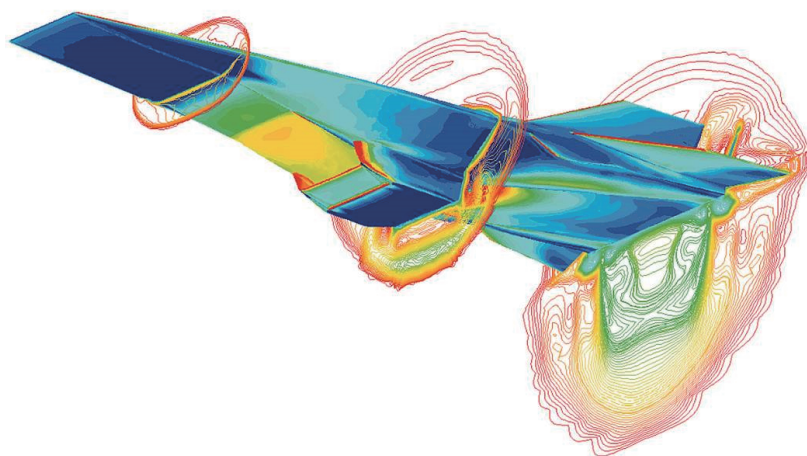


图 3

X-43A 在 Mach 7 试验工况下的数值模拟结果 (来源: 美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA))

榕等 2025). 根据球膜是否承受内外压差, 高空气球可分为零压气球与超压气球, 但普遍缺乏主动动力装置, 导致其可控性较差, 易受风场影响. 相比之下, 平流层飞艇在浮力基础上通过推进和控制系统实现可控飞行, 能够实现定点悬停. 结合平流层风速分布特征与推进效率最优原则, 平流层飞艇的典型工作高度通常设计在 17 ~ 25 km (Alam et al. 2023). 其核心技术挑战包括轻质高性能复合蒙皮材料的研制以及复杂环境下的姿态/航迹控制. 高空长航时无人机则表现出更强的机动性, 通常采用大展弦比机翼、常规动力或新能源动力 (液氢/太阳能) 形式 (向锦武等 2020). 为确保其在稀薄大气环境下满足载荷容量与航时指标, 无人机需要良好的气动性能设计与高效闭环能源. 典型的临近空间低速飞行器及其主要参数对比详见表 1 (肖振等 2024).

1.3 论文定位与结构安排

随着对临近空间开发利用的深入, 相关领域的研究成果日益丰富. 本文聚焦于临近空间环境对飞行器作用效应, 目前有关的工作可大致归纳为三类: 其一是临近空间本身的环境观测与建模, 重点讨论风场、温度场等关键环境要素的时空分布规律与探测技术 (吕达仁等 2009). 其二是聚焦于临近空间飞行器的总体设计、关键技术进展与各子系统发展方向 (崔尔杰 2009, Sziroczak & Smith. 2016). 其三是探讨特定环境效应及其对飞行器的影响机制 (程旋等 2018). 这些研究为本领域奠定了坚实的理论与工程基础, 但整体来看, 已有综述性工作在支撑临近空间飞行器的系统工程设计方面仍存在以下局限: 研究视角较为单一, 多聚焦于特定学科或环境效应, 如单独总结大气模型、热防护或制导控制, 从飞行器全系统层面构建环境特性传递至各子系统的统一分析框架研究较少, 难以支撑跨学科协同设计; 对临近空间环境变化造成的各系统不确定性和耦合机制的系统梳理不足, 对环境参数的时空非均匀性如何通过流、固、热、控制等多场耦合路径影响飞行器飞行包线、控制裕度及结构寿命等的研究较少; 前瞻性整合较少, 对于面向未来具有宽速域、宽空域、长航时、可重复使用等需求的飞行器, 目前综述虽然指出了高鲁

表 1 典型临近空间低速飞行器及其主要参数 (肖振 等 2024)

类型	名称	国家	飞行高度/km	飞行时间	载荷量/kg	备注
高空气球	LDB气球	美国	30	21天	900	
	ULDB气球	美国	33.5	100天	1600	球膜材料为低密度聚乙烯
	Loon气球	美国	20	100天	15	球膜材料为聚酯 (76 μm)
	JAXA气球	日本	53.7	2.7 h	3.2	球膜材料为聚乙烯 (2.8 μm)
平流层飞艇	HiSentinel-80	美国	20.16	8 h (试验)	39	长61 m, 直径14 m
	HALE-D	美国	9.75	2.6 h (试验)	22	长73 m, 直径21 m
	ISIS	美国	19 ~ 21	90天		长300 m, 直径50 m
	攀登者	美国	30	数月	45	长53 m, 宽30 m
	金雕	俄罗斯	20 ~ 23	4个月	1200	长150 ~ 250 m, 直径50 m
	太阳能	以色列	21	3年	1800	长190 m, 宽60 m
高空长航时 无人机	探路者 +	美国	24.4	14.8 h	67.5	翼展37 m
	太阳神	美国	29.5	24 h	329	翼展75.3 m
	“西风”S	英国	22.5	602 h	5	翼展25 m
	SolarEagle方案	美国	20	5年		翼展122 m
	“全球观察者”2	美国	19.5 (设计)	5 ~ 7天 (设计)	454	翼展79 m
	“全球鹰”RQ-4A	美国	19.8	42 h	907.2	翼展35.4 m

棒性控制、不确定性量化评估以及智能自主决策等新趋势,但尚未从具体环境效应耦合和各子系统集成角度提出技术路线与发展建议. 基于目前研究现状,本文确立了基于“环境-飞行器耦合系统”的整体性研究定位,旨在从多学科交叉的系统工程总体视角出发,系统剖析临近空间极端、非均匀环境特性如何转化为飞行器各子系统的严苛约束,并对目前临近空间飞行器各系统的发展现状进行系统梳理和展望.

本文的结构安排如下: 第一章从总体角度梳理临近空间飞行器及环境特性整体研究背景和发展现状,并对临近空间飞行器进行了分类,同时明确了论文定位和结构安排; 第二章从“环境-飞行器耦合系统”的整体视角出发,首先梳理了临近空间的环境特性,接着围绕气动、动力、控制、材料等飞行器各个子系统的关键词展开叙述,系统剖析了临近空间环境特性如何转化为飞行器的力学约束,以及从飞行器设计的角度分析了应该如何适应这些环境特征; 第三章至第六章分别聚焦于飞行器的四大核心关键领域,分别从气动环境与流动机理、动力系统与环境耦合、飞行动力学与控制系统、材料结构与热防护系统四个领域深入探讨极端环境下临近空间飞行器面临的挑战与技术对策; 第七章在总结的基础上重点对第二至第六章研究内容进行展望,系统梳理了各子系统的最新前沿技术以及未来发展方向. 本文期望通过上述系统性的梳理和总结,为未来临近空间飞行器的多学科协同设计、不确定性量化评估、高鲁棒性系统开发以及耦合建模等研究提供可对齐的框架与问题清单.

2 临近空间动静态环境特性与飞行器耦合效应分析

临近空间是指传统的航空与航天之间的区域, 一般认为其高度在 20 ~ 100 km, 其中大气环境除了垂直上的平均特性变化以外, 在不同尺度的时间和空间上也存在显著的差异. 临近空间飞行器飞行时, 环境中的各项参数对于飞行器设计和任务规划等有着重要影响, 而大气环境, 包括温度、密度、气压以及风场等状态的变化将直接影响飞行器的姿态和位置等, 对飞行器总体、结构材料以及有效载荷产生影响 (秦伟伟 等 2019).

2.1 临近空间大气平均特性

在临近空间内, 由于远离地表缺少直接地面反射加热, 且缺少水汽这样的热机物质, 因此大气的对流活动相比于 10 km 以下的对流层大幅减弱 (吕达仁 等 2009), 且在全球月平均时间尺度上, 位于从 10 km 到大约 70 km 高度范围内的大气整体处于辐射平衡状态 (Fomichev et al. 2002), 这一能量收支机制直接形成了以温度为代表的大气垂直分层结构.

为了描述大气环境的全年平均状况, 目前国际上影响较大的是美国标准大气推广委员会 (Committee on Extension to the Standard Atmosphere, COESA) 于 1976 年提出的美国标准大气 USSA-1976, 这是该组织在先前制定的 USSA-1962 大气模型的基础上, 为解决 USSA-1962 模型的高空大气密度偏差问题所提出的标准大气模型, 该模型表示了在中等太阳活动期间 (太阳活动表现为太阳黑子周期性变化, 耀斑, 日冕等现象, 其主要通过辐射大量紫外线、高能粒子等方式对地球大气以及空间飞行器造成影响), 由地面到 1000 km 的理想化、静态的中纬度平均大气结构 (李家春 2023), 该模型的平均大气环境特性由流体静力学和热力学方程推导, 并结合实际探测数据生成. 图 4(a) 展示了 USSA-1976 模型提供的 0-100 km 高度内全球平均大气温度垂直廓线, 廓线整体呈现反“S”形, 在对流层 (10 km 以下) 和 50 km 以上区域, 大气温度随高度升高而

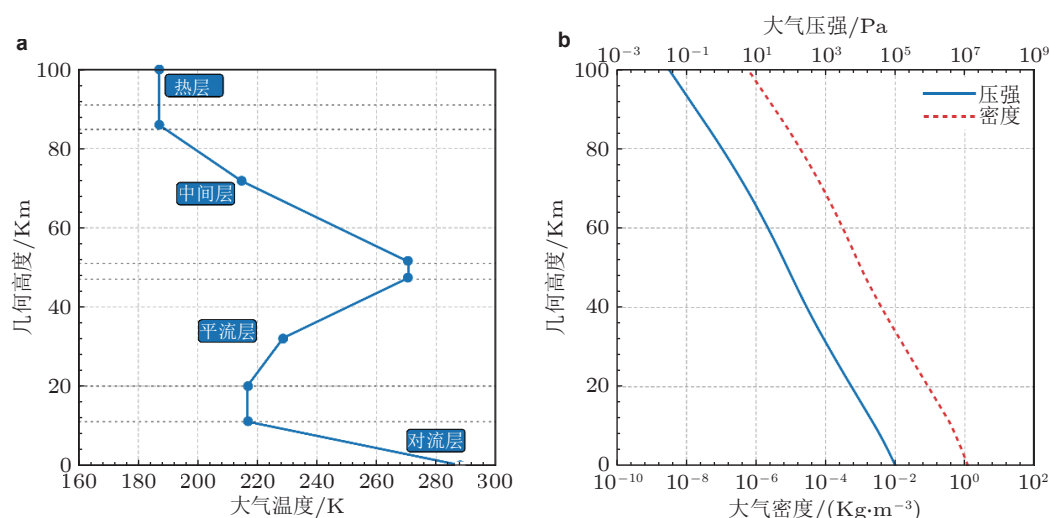


图 4

全球平均大气环境参数垂直分布廓线 (a) 大气温度, (b) 大气压强和大气密度. (根据 USSA-1976 模型绘制)

降低, 而中间部分气温随高度增加而升高. 这是由于太阳辐射在中层大气中激发出多种光化学反应, 在导致大气成分变化的同时释放能量, 例如在太阳紫外辐射的激发下, 氧气和一些微量大气成分通过光化学反应形成了中心高度位于约 30 km 的臭氧层, 臭氧层的加热效应直接决定了平流层内的温度垂直结构 (吕达仁 等 2009). 图 4(b) 展示了 USSA-1976 模型提供的 0-120 km 高度内大气压力和密度的垂直分布廓线, 与温度的波动特性不同, 大气压力与密度的垂直分布呈现较为严格的指数级衰减规律, 且下降的速率较快, 在 0-100 km 高度变化范围内, 大气密度和压强下降了约 5 个数量级.

2.2 临近空间大气环境参数的时空变化特征

USSA-1976 模型提供的大气环境参数仅能代表全球平均值或者中纬度地区的年平均值, 且模型中不包含大气风场的变化, 在实际飞行过程中, 大气环境受纬度、季节以及昼夜等因素驱动, 表现出强烈的非定常时空演化特征. 目前, NRLMSISE-00 (Navy Research Laboratory Mass Spectrometer and Incoherent Scatter Extended-00) 是使用最广泛的静态大气模型之一, 该模型由美国海军研究实验室 (Navy Research Laboratory, NRL) 于 2002 年在 MSISE-90 (Mass Spectrometer and Incoherent Scatter Extended 90) 大气模型的基础上发展而来 (Picone et al. 2002), 其数据来源包括非相干雷达、星载质谱仪、火箭探空、卫星加速仪、太阳紫外掩星仪器等 (Hedin et al. 1974, Hedin. 1987, Hedin. 1991).

图 5 基于 NRLMSISE-00 模型, 展示了不同纬度、季节以及昼夜情况下的大气温度垂直廓线. 不同纬度和季节下, 受太阳辐射入射角的差异, 大气热结构显著不同, 如图 5(a) 所示, 在 20 km 高度, 极地地区夏季温度明显高于赤道; 而在 90 km 的中间层顶区域, 夏季温度可低至 130 K 以下, 远低于同高度的赤道地区. 同时, 季节更替对于大气温度影响也较为显著, 如图 5(b)(c) 所示,

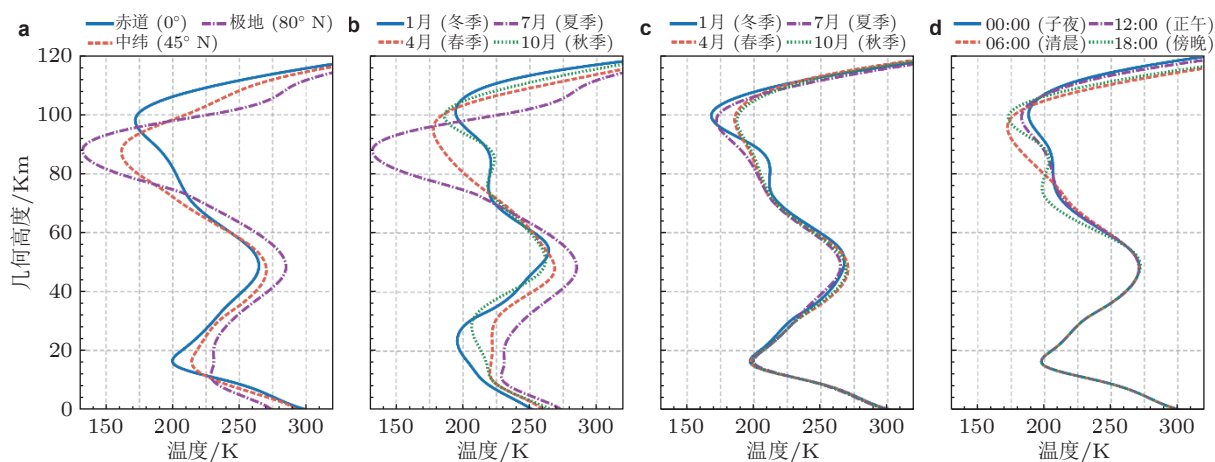


图 5

不同时空条件下大气温度垂直廓线图 (a) 7 月不同纬度大气温度垂直廓线; (b) 极地 (80°N) 不同季节大气温度垂直廓线; (c) 赤道 (0°) 不同季节大气温度垂直廓线; (d) 赤道 (0°) 大气温度垂直廓线昼夜变化 (根据 NRLMSISE-00 大气模型绘制)

高纬度地区大气温度的季节性变化幅度明显比赤道地区更加剧烈. 昼夜尺度的时间变化上, 如图 5(d) 所示, 临近空间内的大气垂直温度变化幅度较小, 气温波动主要集中在中间层顶部.

对于临近空间大气动力学环境的描述, 目前国际上通用的标准是美国海军研究实验室发布的 HWM14 (Horizontal Wind Model 2014) 模型, 该模型由美国国家航空航天局联合密歇根大学研发, 其最新的两个版本 HWM07 和 HWM14 的更新和维护由美国海军研究实验室主持, 在美国国家航空航天局和空间导弹防御司令部的支持下完成. HWM 系列模型基于卫星、火箭探空及地基雷达的海量观测数据构建, 能够提供从地面至热层高度范围内随纬度、季节及地方时演化的纬向风与经向风分量 (Drob et al. 2008, Drob et al. 2015).

图 6 基于 HWM-14 模型, 展示了东经 116° 位置不同纬度和季节下大气风速绝对值的垂直分布曲线. 如图 6(a) 所示, 在冬季, 风场强度随纬度升高呈现显著的增强趋势, 同时, 中高纬度的地区在平流层顶至中间层下部 40-60 km 形成了一个极强的风速核心, 即极夜急流, 该现象与北极平流层极地涡旋特征紧密相关, 极地涡旋作为地球大气纬向平均环流中变化最剧烈的特征之一, 通常还伴随着平流层突然增温以及气候性西风气流在几天的时间尺度内发生逆转 (Hitchcock et al. 2013), 该区域平均风速峰值接近 50 m/s, 相当于地表 15 级风. 图 6(b) 展示了极地地区 (80°N) 的风场受季节驱动的演化, 可见其主要波动集中在中间层及以上高度. 图 6(c) 展示了赤道地区的风场受季节驱动的演化, 可见其冬季在平流层顶部出现的明显急流区, 而其他季节的风速垂直分布变化幅度较小. 不同纬度的风场的主要变化特征不同, 高纬度地区受季节性急流主导, 风速极值变化大, 且在中间层顶部的风速显著大于赤道地区; 而低纬度地区风场除了冬季以外, 其季节驱动的变化幅度较小.

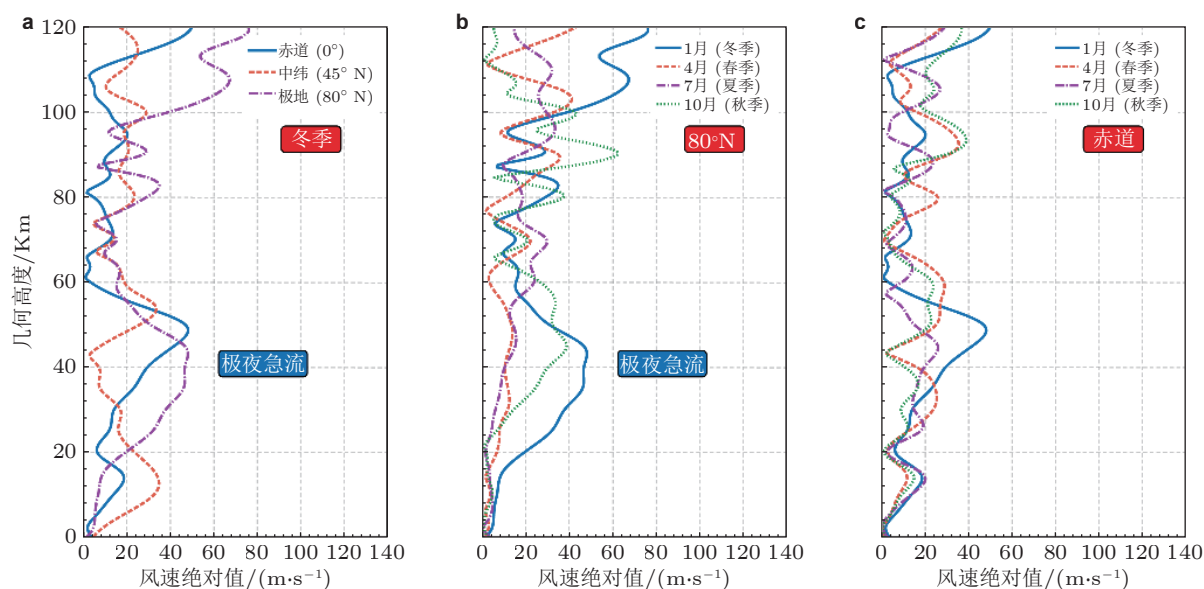


图 6

基于 HWM14 模型的东经 116° 临近空间大气风速绝对值时空分布特性 (a) 1 月 (冬季) 不同纬度的风速差异; (b) 极地地区 (80°N) 风速的季节性演化; (c) 赤道地区 (0°) 风速的季节性演化

2.3 环境-飞行器耦合效应机制

临近空间大气受大气动力学、辐射和光化学过程等控制, 这些因素综合影响使得临近空间大气参数具有复杂的时间和空间尺度变化 (程旋 等 2021), 并且不同的大气波动具有不同的激发和传播机制, 其时空变化规律也存在显著差异 (Kaifler et al. 2017, Mayr et al. 2011, Pancheva & Mukhtarov. 2011). 临近空间环境的物理特性不仅仅是外部边界条件, 而是深入飞行器的气动、推进、结构等子系统的动力学演化中, 在来流条件和飞行器状态之间形成复杂的耦合效应, 对于高超声速飞行器而言, 临近空间极端的大气环境以及较强的时空相关性对于飞行器气动设计、热防护和控制系统鲁棒性都提出了很高的要求. 高超声速飞行器的气动涉及复杂的边界层转捩现象, 其对摩擦阻力、热防护及流动分离位置预测有直接影响 (张涵信和周恒 2001), 且由于高 Ma 数飞行, 气动加热作用产生的高热流密度和高温对飞行器和人员安全有严重威胁, 高温真实气体效应已成为重要的研究课题 (林贞彬 等 2009), 此外, 由于高超声速飞行器为了追求高升阻比和机动性能, 外形一般比较复杂, 且由于临近空间内大气风场等环境参数存在波动, 对飞行控制的快速响应以及强鲁棒性增加了新的困难 (Kennedy et al. 1999, Brandeis & Gill. 1997).

2.3.1 环境特性向各子系统的传递链路以及飞行包线约束概述

临近空间内大气参数的变化通过特定物理机制传递至飞行器各项子系统, 受此影响各系统的工作性能极限构成了飞行器飞行包线的物理边界. 大气密度作为直接决定飞行器来流流动压的参数之一, 对高超声速飞行器气动特性影响显著 (Moss et al. 2006), 在维持一定飞行速度的情况下, 大气密度通过热流密度和气动载荷, 并结合飞行器结构和热防护系统的性能决定了飞行包线的下边界, 而上边界则受限于飞行器的升力需求, 在特定的升力系数下, 升力随大气密度的下降线性下降, 而大气密度随高度的上升指数下降, 飞行包线的上下边界高度传递链路之一为大气密度的指数级变化, 同理, 飞行包线的左右边界同样由该传递链路影响. 此外, 大气温度和压力同样经过特定的传递方式对飞行包线产生影响, 其中大气温度主要影响包括飞行器表面的驻点温度和绝热壁温, 二者均是大气温度的一次函数, 大气压强受气体状态方程约束, 与气温和密度耦合, 影响吸气式发动机进气道工作状态. 此外, 大气风场具有多时间尺度变化的特征, 对飞行器整体运行工况和局部扰动均有影响, 具体体现为飞行器实际空速 (Ma 数) 的计算以及非定常来流条件下诱发的吸气式发动机进气道不启动现象.

在飞行器总体设计阶段, 本文系统梳理了各类环境因素及其向各子系统的作用传递路径, 并在此基础上总结形成了如图 7 所示的传递链路框架. 左侧蓝色框部分主要展示了临近空间不同时空尺度的环境特性通过不同方式影响真实大气物理参数, 并通过物理机制转化形成对飞行器工况的限制, 以及飞行过程中的来流工况偏移, 并对各个子系统造成性能约束. 其中, 受环境影响的飞行器各子系统之间存在复杂的耦合效应, 进一步影响飞行性能, 体现为飞行包线边界的动态变化特征. 以下列举了几个典型耦合效应: 气动加热与结构的耦合, 气动热会导致材料温度升高从而使模量下降和应力积累等, 进而引发结构变形, 结构变形反过来又改变了气动外形使表面气动热载荷分布发生改变, 形成闭环传递回路; 推进、气动与控制系统的耦合, 吸气式发动机的

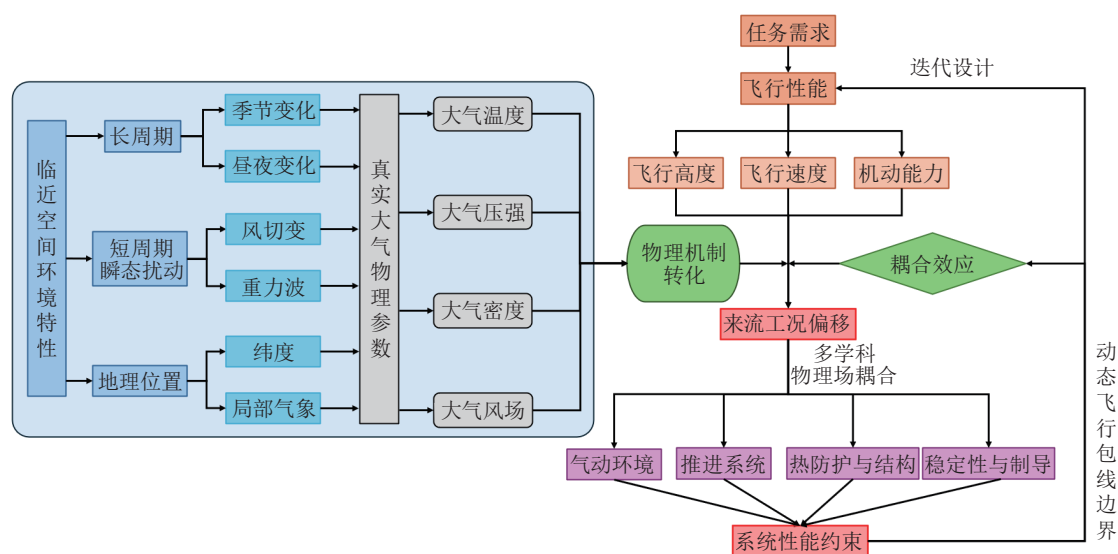


图 7

临近空间环境效应对飞行器性能影响传递路线图

进气道来流工况与飞行器前体外形高度耦合, 环境参数的变化通过改变进气量和总压恢复系数等影响发动机推力和工作稳定性, 从而通过推力变化影响飞行器整体气动特性, 同时, 控制系统带来的姿态修正等操作同样参与上述传递过程, 最终形成环境-推力-气动-控制响应的耦合效应. 诸如上述耦合效应在图 7 中体现为耦合效应模块, 理解这些耦合关系的物理本质和传递路径, 是实现多学科协同设计的关键因素.

2.3.2 不同类型飞行器对环境参数敏感性

临近空间飞行器按照飞行速度主要可以分为低速临近空间飞行器和高速临近空间飞行器 (崔尔杰 2009), 其中, 低速飞行器包括气球、飞艇、无人机和太阳能飞机等. 临近空间高超声速飞行器可以按照飞行方式进一步分为三类: 助推滑翔再入飞行器, 吸气式高超声速巡航飞行器和可重复使用运载器 (秦伟伟等 2019), 此外, 运载火箭由于其上升段以高超声速经过临近空间, 本文亦将其归为临近空间高超声速飞行器.

由于不同类型的飞行器在任务需求、外形设计等方面存在显著差异, 其对临近空间大气环境不同参数变化的敏感性不同, 表 2 给出了不同飞行器的飞行工况, 典型敏感环境参数及其简要影响机理 (柳兆伟 2018, 史智广等 2023, 邓帆等 2017, 邓帆等 2018). 对于以传统弹道导弹为代表的钝体再入式飞行器, 由于其再入速度高, 在临近空间飞行时间短, 大气参数的波动对整体飞行任务的影响并不显著 (陈闵慷等 2017), 而对于长时间工作在临近空间内, 以及跨速域、宽空域的飞行器来说, 临近空间大气环境变化对飞行器影响不可忽视, 同时值得注意的是, 飞行器受环境参数影响的敏感程度同时与自身飞行工况有关, 这一点在需要进行机动飞行的飞行器上体现更为明显.

表 2 不同飞行器工况、特征以及典型环境影响机理表

飞行器类别	典型特征	工况	典型影响机理
低速飞行器	大展弦比 (无人机) 大体积 (飞艇)	低速 ($Re=10^5 \sim 10^6$) 高空 (20-30 km)	·风扰动-低速飞行气动力分布变化大-飞行器失稳 (柳兆伟 2018) ·低温/压差环境-囊体变形/气体渗漏 (崔尔杰 2009)
运载火箭	多级分离 钝体头部 入轨飞行	跨速域($Ma=0 \sim 10$)	·环境压力/密度变化-发动机推力偏差及气动阻力偏差-飞行轨迹/推进剂余量偏差 (耿光有和李东 2015)
助推滑翔再入飞行器	弹道/滑翔轨迹 升力体 机动变轨滑翔	宽速域 ($Ma=5 \sim 20$) 跨空域 (0 ~ 100 km)	·密度变化-气动力变化-姿态角变化-偏离预定轨迹 (程旋 等 2018) ·风场变化-边界层转捩-气动环境失稳-飞行失控 (Kimmel et al. 2015)
吸气式高超声速巡航飞行器	吸气式发动机	窄速域 ($Ma5 \sim 10$) 跨空域 (0 ~ 30 km)	·气压/风场变化-进气道激波波系破坏-进气量不足-发动机熄火 (邓帆 等 2018)
可重复使用 运载器	大升阻比外形 能够水平着陆	跨大气层 跨速域	·高焓流动-高驻点热流密度-表面材料烧蚀-结构损伤 (Peters et al. 2024) ·高焓流动-气体电离-等离子体鞘套-通信黑障 (程旋 等 2018)

2.3.3 环境-飞行器耦合建模与评估方法

目前耦合环境和飞行器的整体建模和评估方法研究较少, 主要存在两个问题: 一是大气环境存在强烈的时空相关性, 而目前普遍使用的大气模型与真实大气存在偏差, 需要对模型进行适用性评估以及修正 (陈亮 等 2014, 肖存英 2009), 以在飞行器设计和实验的过程中提供准确的参考; 二是缺少对环境效应作用于飞行器的深入研究, 需要联合多学科共同开展有关临近空间大气环境对飞行器的作用及效应的研究, 深入了解大气环境各项参数变化对飞行器动力学、热力状态、结构和材料、测控、以及有效载荷作用发挥等的影响 (吕达仁 等 2009).

由于临近空间环境和飞行器之间、飞行器各子系统之间均存在明显的耦合效应, 目前, 发展一套用于支持飞行器设计和防护提供准确参考的临近空间环境-飞行器的耦合建模和评估方法十分必要. 环境参数的时空非均匀性不再被简单视为背景噪声, 而是作为一种内生变量, 通过流-固-热多物理场耦合机制, 非线性影响飞行器动力学状态, 这一范式能够将临近空间飞行器的设计从基于标称环境和安全系数的经验性设计, 向基于具体环境时空变化特征的不确定性设计转变, 以满足飞行器设计和地面试验过程的高效迭代. 由于临近空间环境时空的非均匀性, 飞行器设计评估过程中的不确定性具有多维度, 强耦合的特点, 飞行器性能评估往往需要大量的计算成本, 近年来基于代理模型、数据降维等技术的评估方法成为主要热点. 针对不确定性参数维度高的问题, West 等 (2014) 提出了一种多步不确定性量化策略, 通过基于局部灵敏度的预筛选, 成功将含有 93 个不确定参数的高超声速辐射加热问题降维至 10 个关键参数, 且仍能捕捉 95% 的输出方差. Mohammadi-Amin 等 (2018) 基于 Co-Kriging 方法, 融合了大量低精度的工程估算数据与少量高精度的计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 数据, 成功构建了覆盖宽速域 (Ma 0.2 ~ 8) 和全攻角的气动数据库, 计算效率提升了近一个数量级. 而针对临近空间飞行

器气动数据获取昂贵、样本稀缺的问题, Tiwari 等 (2025) 提出了一种基于高斯过程回归的主动学习框架, 仅用极少量的 CFD 样本就构建了全攻角范围内的高精度气动模型.

3 气动: 气动环境与流动机理

临近空间飞行器的气动问题主要源于稀薄气体效应、真实气体效应以及黏性干扰效应等多种物理效应的交织影响. 在高空低密度环境下, 流动进入滑移流甚至过渡流区, 连续介质假设逐渐失效, 必须采用稀薄气体动力学方法描述; 在高超声速飞行条件下, 强激波压缩和黏性耗散使气流温度急剧升高, 引发振动激发、离解、电离等一系列真实气体效应, 导致流场呈现显著的热化学非平衡特征; 与此同时, 高马赫数下的激波/边界层干扰增强, 黏性耗散与逆压梯度的耦合易诱导边界层分离与转捩, 使得摩阻、热流和压力脉动大幅波动. 此外, 临近空间的大气风场扰动 (阵风、风切变等) 会进一步与上述复杂流动相互作用, 影响飞行器的气动稳定性与控制响应. 这些现象不仅决定了气动外形布局与飞行包线边界, 还会通过边界层转捩与湍流演化形成局部载荷集中与热流峰值, 将环境不确定性传递至控制、材料等子系统. 因此, 需要在厘清关键流动机理的基础上, 构建适用的模拟与预测方法体系, 为临近空间飞行器气动设计提供可靠支撑.

3.1 高超声速临近空间流动特征

3.1.1 高空稀薄流动

临近空间最突出的动力学差异之一, 是绕流机理可能跨越连续介质假设的适用边界. 当飞行高度增加或局部特征尺度减小而进入过渡流域乃至自由分子流域时, 基于连续介质假设的 Navier-Stokes (N-S) 方程不再适用. 临近空间流场常以 Knudsen 数 $K_n = \frac{\lambda}{L}$ (平均自由程与特征尺度之比) 为划分依据, 分为连续流、滑移流、过渡流和自由分子流四个流动域. 随着流动稀薄效应增强, 速度滑移、温度跳跃、Knudsen 层等非平衡现象愈发显著, 从而使传统 Navier-Stokes 连续流模型在滑移区与过渡区的预测精度明显下降 (Yang W et al. 2025). Bird (1994) 建立的直接模拟蒙特卡洛 (Direct Simulation Monte Carlo, DSMC) 方法, 通过模拟大量粒子的运动、碰撞和表面相互作用来统计宏观流场, 成为稀薄流域问题求解的重要工具. 为量化界定 N-S 方程的失效边界, Boyd 等 (1995) 通过对比 CFD 与 DSMC 结果, 提出以梯度与局部特征长度所定义的克努森数作为判据, 指出当该参数超过 0.05 时, N-S 方程的解开始出现显著偏差. 基于 DSMC 的典型应用包括飞行器的再入过程, 如 Fang 等 (2020) 针对包含月球返回舱在内的电离反应及通信中断问题, 提出了引入稀有组分加权因子的改进 DSMC 方法. 如图 8 所示, 其预测的通信中断起始高度约为 95 ~ 97 km, 与飞行观测给出的 97.1 km 基本一致. 此外, DSMC 也广泛应用于航天器微喷管中的流动, 如 Rafi 等 (2019) 系统研究了壁面热条件与几何形状对喷管推力、比冲等性能的影响. 然而, DSMC 方法模拟粒子数量庞大 (达数百万至数亿量级), 且在复杂几何条件下常需采用非结构网格, 导致计算成本高昂. 为此开展面向图形处理器 (Graphics Processing Unit, GPU) 的大规模并行计算 (王志和王学德 2025), 是提升计算效率的有效途径. 同时, 针对临近空间飞行器的多尺度流动特征, 采用 N-S/DSMC 耦合 (张赛文 2018) 实现从连续流到稀薄流的全

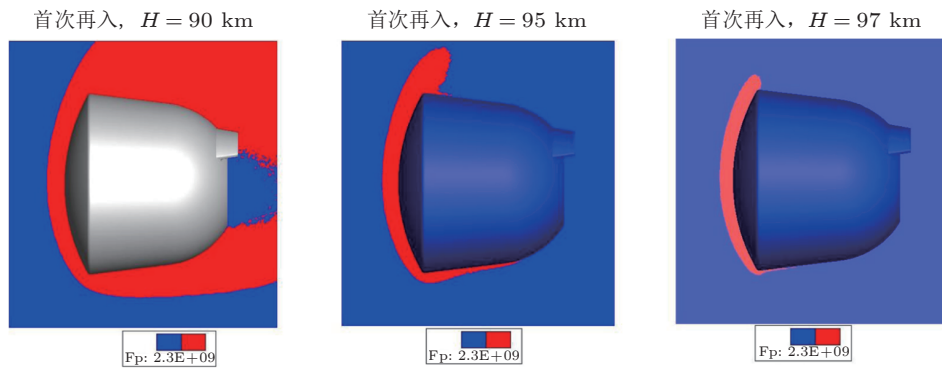


图 8

月球返回舱第一次再入阶段不同高度的对应电磁波频率, 达到或超过 2.3 GHz 的地面通信雷达频率, 即红色部分出现时会造成通信中断 (单位: Hz)(Fang et al. 2020)

域模拟, 从而兼顾效率与准确性. 此外, 在自由分子流领域 (克努森数 > 10), 流动的特点是气体分子与物面的相互作用占主导地位, 而气体分子之间的碰撞被忽略, 所以也称这种流动为无碰撞流动, 相应的自由分子流控制方程是无碰撞项的 Boltzmann 方程, 一般可以采用理论分析, 也可以用无碰撞的 DSMC 方法, 或者试验粒子蒙特卡洛 (Test Particle Monte Carlo, TPMC) 方法 (张俊等 2025). 工程上常在连续流适用区使用 CFD/风洞/半经验数据库, 在滑移/过渡区采用粒子方法 (如 DSMC) 或高阶矩方法, 在跨域问题中采用宏观-介观混合策略, 以在精度与代价之间折中. 例如, 有研究针对跨域再入无人飞行器稀薄非平衡流动, 提出将宏观矩方法与介观 Boltzmann 求解思路结合的混合框架, 体现了跨流域建模在临近空间动力学问题中的典型需求 (Yang W et al. 2025).

基于玻尔兹曼模型方程的确定性数值方法同样在稀薄流域求解中展现出巨大潜力. 这类方法通过直接在离散速度空间求解气体分布函数的输运方程, 无需追踪海量模拟粒子即可准确捕捉稀薄气体的非平衡效应, 从而从物理上消除了 DSMC 固有的统计噪声, 避免了低 Knudsen 数或低速流动中因粒子涨落引起的计算困难, 并显著降低了计算成本 (曾嘉楠等 2022). 对于临近空间极端环境下的高超声速飞行, 刘畅和徐昆 (2020) 提出的统一气体动力学格式在建模中耦合了粒子的迁移与碰撞等过程, 通过渐进保持的数值通量实现了跨流域流动的准确、高效计算, 已被成功用于临近空间高超声速飞行器稀薄/连续混合流场的统一模拟. Guo 和 Feng (2024) 将格子玻尔兹曼方法 (Lattice Boltzmann Methods, LBM) 与有限体积法求解总能量方程相结合, 实现了马赫数为 10 的双马赫反射稳定预测. 此外, 针对真实气体效应, 涵盖多组分气体与热力学非平衡的 LBM 也日趋成熟 (Sharma et al. 2020), 为临近空间上高温高焓非平衡流场的模拟提供了新工具. 近年来, 费飞和张俊发展了耦合分子运动和碰撞的统一随机粒子方法 (Unified stochastic Particle, USP), 突破了传统粒子方法的时空步长限制, 将粒子方法在近连续流域的计算效率提高了几个数量级 (Fei et al. 2020, Zhang J et al. 2019, Fei et al. 2021). 此外, 为解决确定性方法在高维速度空间中计算量大的难题, 自适应速度空间离散、隐式加速迭代以及 GPU 大规模

并行等技术正在被快速引入, 大幅提升了工程计算效率. 总体而言, 基于玻尔兹曼模型方程的确定论方法正逐步成为 N-S 方程和 DSMC 之外的第三条跨流域模拟路径, 其在计算效率与微观物理保真度之间的平衡优势, 使其在临近空间环境-飞行器耦合效应研究中的前景十分广阔.

在稀薄气体效应显著时, 气体分子与飞行器表面之间的动量与能量交换机制成为决定气动力和热预测精度的关键环节. 这一机制的核心参数为壁面适应系数, 它量化了入射分子与固体表面达到热力学平衡的程度: 适应系数为 1 对应完全漫反射, 适应系数为 0 则对应完全镜面反射 (Maxwell 1879). 然而, 经典的单参数 Maxwell 模型将所有适应过程合并为单一系数, 无法区分切向动量适应和法向能量适应. 为了更真实地描述气面相互作用, Cercignani 和 Lampis (1971) 提出了含两个独立参数的散射核模型, 该模型能够更好地吻合实验结果, 并被 Lord (1991, 1995) 进一步扩展为可在 DSMC 方法中实现的 Cercignani-Lampis-Lord (CLL) 模型, 同时纳入转动能和振动能的交换. 此外, Epstein (1967) 还提出了速度依赖型适应系数模型, 为描述低能分子捕获和高能分子非完全适应的物理现象提供了更灵活的工具. 近年来, 基于玻尔兹曼方程的系统评估揭示了不同气面相互作用模型对高超声速稀薄流预测的定量影响. Basdanis 等 (2022) 通过求解线性 Boltzmann 方程对比了上述边界条件, 发现流率预测精度对适应系数具有很高的敏感性. 这表明, 在临近空间高空区域, 适应系数的不确定性将直接传播至气动力、热流乃至控制面效率的预测结果中. 因此, 发展更贴近物理真实的气面相互作用模型, 并针对临近空间飞行器关键表面材料开展适应系数的系统测量与标定, 已成为提升稀薄气动力/热预测置信度的重要研究方向 (Wu & Struchtrup 2017).

3.1.2 大气风场扰动

大气风场具有显著的时空变化特性, 其对飞行器迎角、侧滑角的准确估计存在重要影响 (和争春 等 2019), 进而影响飞行器的气动力矩与轨迹, 呈现较为复杂的非线性关系. 特定时间段内风速的平均值称为平稳风, 其与高度、季节和地域密切相关, 但日变化范围较小. 因此, 平稳风对临近空间飞行器的影响主要体现在长周期的变化上 (孙磊 等 2016). 围绕平均值短暂剧烈波动的风称为阵风. 阵风载荷可能导致气动与结构载荷增加、结构变形, 以及飞行动力学性能下降. 对于柔性构型而言, 阵风更易激发振荡响应, 使不利影响进一步加重 (Wu Z et al. 2019). 风场在空间上短距离内的突变称为风切变. 杨钧烽等 (2019) 指出临近空间风切变会对飞行器产生显著的风攻角, 且在 69 km 处达到最大值, 对马赫数为 3、5 和 8 的飞行器, 风攻角可达 8.5°、5.1°和 3.2°. 针对大气风场扰动所带来的不利影响, 一方面需要提升风场的探测与建模能力, 如 Song 等 (2022) 通过优化声波频率和自动增益控制等技术, 首次利用搭载于高度浮空气球的声学风速计, 在 20 公里以上高度平飞期间获取三维风速数据, 揭示了平流层风所呈现的小尺度、快速波动特征. 另一方面采用鲁棒控制或自适应控制算法, 从而提高临近空间飞行器的稳定性.

3.1.3 气动热与热化学非平衡

除临近空间本身的环境特征外, 飞行器在高超声速飞行条件下, 由于激波压缩与黏性耗散, 动能迅速转化为内能, 产生剧烈气动热. 如图 9 所示, 激波后的边界层外缘温度可高达 6000 K,

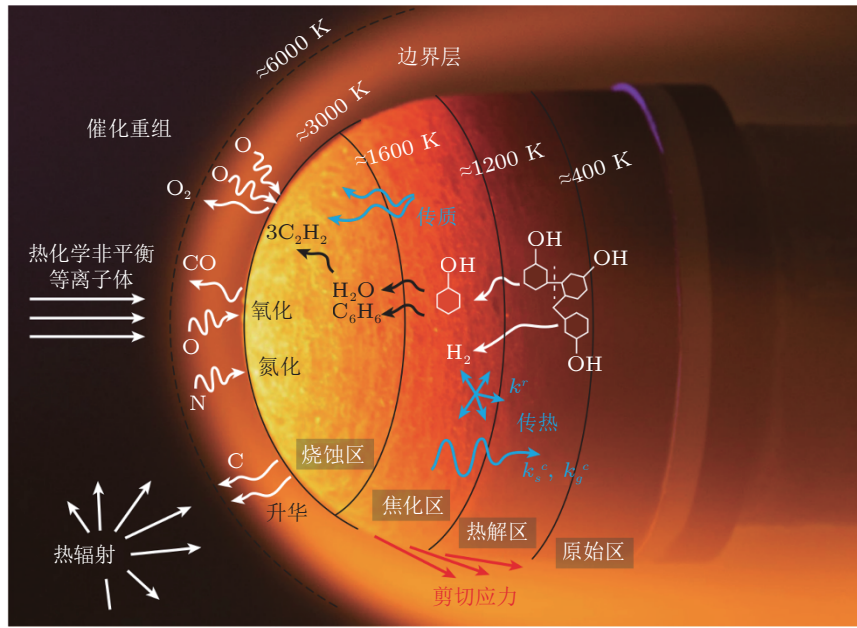


图 9

高超声速气动加热与烧蚀材料表面耦合响应示意图 (Mansour et al. 2024)

对热防护系统构成严峻挑战 (Mansour et al. 2024). 同时, 在高温条件下, 空气分子发生振动激发、离解、复合、电离等一系列复杂现象. 若化学反应时间尺度与流动特征时间尺度相当, 流场将呈现出热化学非平衡特征 (Stalker 1989). 这种热化学非平衡效应会对飞行器的温度分布、气动性能产生重要影响. 罗仕超等 (2023) 系统梳理了高温气动热试验与仿真研究进展, 分别从热化学模型、辐射输运和壁面催化/烧蚀等多个角度探讨了热化学非平衡流场气动热的影响规律. Chen X 等 (2022) 关于高超声速高焓边界层的研究结果表明, 热化学非平衡效应会显著增强横流模态的不稳定性, 其首次发现的 IV 型模态是触发转捩的重要因素. 针对这一复杂过程的建模, Park (1989) 提出的双温度模型 (利用平动-转动温度和振动-电子温度的加权组合来计算非平衡态的反应速率) 获得了广泛应用. 然而由于单一振动温度的物理假设存在局限性, 该模型对某些高超声速流动现象 (如激波脱体距离) 的预测精度仍然不足. 后续提出了更为精细的多振动温度模型和态-态模型, 但分别面临计算资源需求过高和多维耦合技术尚不成熟等挑战, 因此仍需进一步研究更为精确且适用的模型方法 (高振勋 等 2023).

3.2 边界层转捩与湍流发展

3.2.1 转捩建模

边界层转捩是指流动从层流到湍流的演化过程. 该过程不仅关系到进气道起动和发动机工作效率, 还对飞行稳定性与气动性能具有关键影响. 同时, 转捩区伴随的摩阻和热流过冲现象 (Xu D et al. 2022), 对防热系统的精细化设计提出了更高要求. 因此揭示转捩机理并发展精准预

测方法, 是高超声速飞行器设计的核心问题之一. 转捩具有多机理与强敏感特性: 其演化与触发扰动的频率和类型密切相关 (Ren & Fu 2015), 常见的转捩路径包括 K 型 (基频) 转捩、H/N 型 (亚谐) 转捩和斜波 (O 型) 转捩 (陈曦 2018, Chang et al. 2026). 陈坚强等 (2017) 指出高超声速边界层转捩受多因素影响 (如图 10 所示), 并将其归纳为三类: 已知主要原因的现象与规律 (如壁面温度、来流马赫数和噪声的影响)、已知部分原因的现象与规律, 以及未知或矛盾的现象. 在预测方法上, 基于稳定性理论的 e^N 方法及其一系列改进模型, 仍是工程中常用的快速评估手段. 然而无论是稳定性计算, 还是扰动增长率的积分, 都属于非当地的计算方式, 难以在当前大规模并行 CFD 计算中实现广泛应用. 为了在计算过程中尽可能的避免求解积分量, Langtry 和 Menter (2005) 提出了基于当地相关性的转捩建模 (local correlation-based transition modeling, LCTM) 概念, 并建立了经典的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型, 其能与并行 CFD 耦合求解, 提升复杂流场计算效率. 除了 LCTM 框架, 基于层流动能的转捩模型也得到了广泛关注, 其中包括使用输运方程对层流动能进行直接求解的 $k-k_l$ 转捩模型 (Walters & Leylek 2004, Walters & Cokljat 2008), 以及对不同种类的扰动模态时间尺度进行了模化的 $k-\omega-\gamma$ 转捩模型 (Wang L et al. 2012). 面对高超声速飞行器精细化设计需求, 对转捩过程进行精准调控尤为重要. 根据是否依赖外部能量输入, 转捩控制技术可分为主动控制与被动控制两类 (Kimmel 2003). 其中, 主动控制方法如壁面吹气 (Lu Y et al. 2021)、冷/热条带 (Oz F et al. 2023) 等, 具有较强的环境适应能力, 但通常需要引入额外的激励装置; 相比之下, 不依赖外部能量输入的粗糙元 (Ren J et al. 2016)、涡流发射器 (Paredes et al. 2018)、声学超表面 (Zhao R et al. 2022) 等被动控制方法具有更广阔的工程应用前景. 此外, 机器学习在转捩建模中展现出一定的应用价值和发展潜力. Chang 等 (2026a) 针对转捩中扰动难以参数化、非线性机制难以充分建模量化以及计算成本高昂等问题, 提出了一种协同数据驱动机器学习框架, 利用非线性抛物化稳定性方程生成的大量数据集实现了对转捩起始位置的高精度快速预测, 并在此基础上进一步结合 K-means 聚类 and ResNet18 深度网络, 揭示

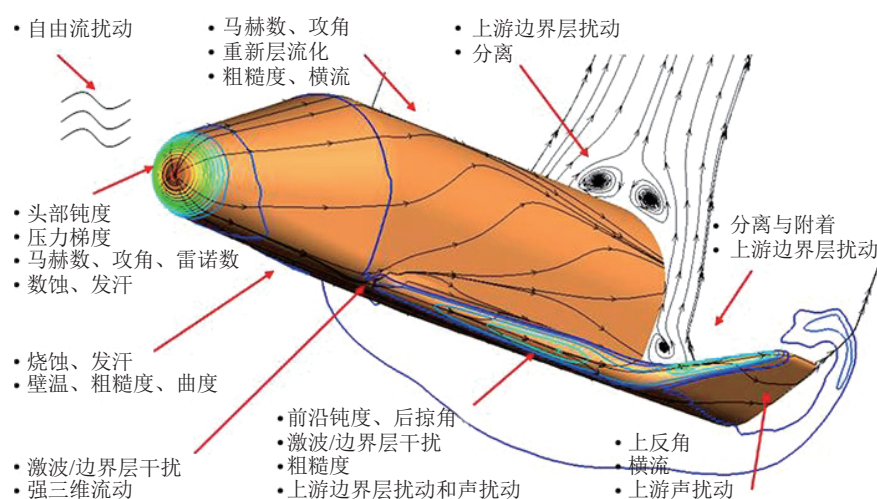


图 10

影响转捩因素示意图 (陈坚强 等 2017)

了初始扰动相似性导致转捩位置聚集和不同扰动亦可引发相似转捩的统计规律,证实了转捩过程中存在“多对一”的非线性映射关系 (Chang et al. 2026b). 这些工作为摆脱传统经验参数、发展物理 - 数据融合的转捩预测方法提供了重要的技术途径和数据集基础.

3.2.2 湍流模拟

在临近空间高超声速飞行条件下,周恒和张涵信 (2017) 讨论边界层是否会形成湍流时指出:至少在 40 公里高度时才不需要考虑湍流问题,且这一条件以 0° 迎角平板简化构型为代表,对于有迎角或升力面的飞行器则需进行具体评估. 一旦发展至湍流,流场将演化为呈现多尺度涡结构与能量级联特征的无序、随机混沌状态. 针对湍流的数值模拟,本质上是物理保真度与计算成本之间的权衡:直接数值模拟 (Direct Numerical Simulation, DNS) 直接求解所有尺度的流动,对流场的刻画最真实全面,但计算网格数量 N 随基于流向长度定义的雷诺数 Re_{Lx} 呈 $N \sim Re_{Lx}^{37/14}$ 剧烈增长 (Choi & Moin 2012). 受限于计算资源,短期内难以应用到复杂工程问题中. 相比之下,大涡模拟 (Large Eddy Simulation, LES) 选择直接解析大尺度涡,并用亚格子尺度模型描述小尺度涡,使用相对较少的计算资源. 但对于高雷诺数壁湍流,直接解析近壁区的计算成本仍过高,需采用壁模型进行建模 (Piomelli & Balaras 2002). 而面向工程应用,求解雷诺平均 N-S 方程的雷诺平均 N-S (Reynolds Average Navier-Stokes, RANS) 方法依旧占据主导地位,并发展出了结合 RANS 高效率 and LES 高精度优势的 RANS-LES 混合方法 (肖志祥 等 2017). 针对上述主要湍流模拟方法,陈坚强等 (2023) 系统梳理了其研究现状,并据此为每种方法设定了面向 2035 年的阶段性目标 (如表 3 所示) 及发展路线.

3.2.3 数据驱动与智能预示

针对气动问题中涉及的复杂物理机制,数据驱动方法正推动着研究范式的深刻转变 (Brunton et al. 2020). 该方法通过从数据中挖掘复杂映射关系、构建高效代理模型,为转捩预测及湍流建模等任务提供了新的解决方案. Zafar 等 (2020) 以边界层速度剖面及扰动频率、雷诺数为输入,基于卷积神经网络 (Convolutional Neural Networks, CNN) 预测局部增长率,从而快速重构 N 值并用于转捩位置预测. Yin 等 (2020) 提出了一种面向 RANS 湍流建模的机器学习框架,系统优化了输入特征选择与雷诺应力空间方向差异的表征方法,并在周期山状流中验证了该

表 3 主要湍流模拟方法的差距与目标 (陈坚强 等 2023)

关键技术	差距与挑战	2035年目标
DNS	参数范围、网格分辨率、几何外形的复杂程度与多物理场计算能力	Re 达 10^7 , Ma 可至高超; 网格百亿; 可对飞行器的部件开展精细模拟; 可考虑多场耦合
LES	可压缩效应的建模问题、转捩/湍流自适应大涡模拟方法的发展以及尺度自适应大涡模拟方法的发展	Re 达 10^7 , Ma 可至高超; 可模拟工程复杂外形; 可考虑多场耦合
RANS	雷诺应力模式的数值鲁棒性不够, 复杂外形应用不够; 基于数据驱动的湍流模式, 还只能用于相近流动预测, 当流动类型差距较大时, 效果不佳	Ma 可至高超; 可模拟工程复杂外形; 可较准确预测分离; 可实现分钟级快速分析
RANS-LES	灰区问题尚未完全解决; RANS-LES 的无缝链接, 自动转换; 多学科耦合	Ma 可至高超; 可模拟工程复杂外形; 可考虑多场耦合

方法的有效性. 胡震宇等 (2023) 基于深度神经网络 (Deep Neural Networks, DNN) 构建了从层流流场关键物理量到横流模态下间歇因子间的映射关系, 从而替代传统 γ 输运方程求解并与 SST $k-\omega$ 湍流模型耦合, 实现了对亚音速三维边界层横流转捩的高效预测. 尽管人工智能技术为气动建模提供了强有力的工具, 但其工程化应用仍受制于“数据”这一核心要素. 首先是数据库的建设问题, 现有数据大多零散分布在不同研究机构, 缺乏统一标准. 近期发布的高雷诺数湍流数据库“AeroFlowData”集成了含高超声速飞行器标模的近 40 个模型数据 (Zhang W et al. 2025), 是推动该领域发展的宝贵资源. 其次是数据一致性问题, 飞行试验、地面试验、数值计算数据之间受限于各自的物理假设与环境干扰, 存在固有的系统性偏差. 因此, 推动三大手段的深度融合, 是开展新一代高速飞行器研究的必然需求 (唐志共等 2023).

4 动力系统: 推进形式与环境耦合

4.1 临近空间动力需求与挑战

不同类型的临近空间飞行器因其任务定位和运行方式差异, 对动力系统提出了差异化的能力要求 (崔尔杰 2009). 低速临近空间飞行器 (如高空气球、飞艇及低速无人机) 主要用于区域侦察、通信中继及长期驻留等任务, 通常工作于 20–30 km 高度范围, 强调动力系统在低速、长航时条件下的高效率与稳定性, 以及对风场扰动的持续抵抗能力 (柳兆伟 2018). 相比之下, 高速临近空间飞行器则更多面向快速突防、远程打击、持续巡航及跨大气层往返运输等任务, 其飞行过程往往伴随大范围的速度和高度变化, 对动力系统在宽速域、宽空域条件下的持续推力供给能力提出了更高要求 (左林玄等 2021, 杨君琳等 2024). 其中, 助推–滑翔类飞行器依赖初始动能完成机动滑翔, 其动力需求集中体现在起始加速阶段; 吸气式高超声速巡航飞行器则需要动力系统在临近空间稀薄大气环境中长期稳定工作, 以支撑持续巡航任务; 而空天往返类飞行器在跨越大气层的过程中, 对动力系统的推力调节能力和环境适应范围提出了更为严苛的要求. 总体而言, 不同任务场景下的飞行器任务定位直接决定了其动力系统在推力水平、工作包线及环境适应性等方面的核心需求, 尤其是在临近空间大气密度稀薄、热结构分层显著且风场扰动增强的条件下, 传统动力系统的稳定工作区间受到严格限制, 动力系统在推力获取、效率保持及工作边界扩展等方面面临一系列新的需求与挑战.

4.2 亚燃冲压与超燃冲压发动机

以冲压发动机为核心的推进系统, 为临近空间高超声速飞行器带来了革命性突破. 冲压发动机按燃烧组织方式可分为亚燃和超燃两种模态. 如图 11(a) 所示, 超燃冲压发动机通过进气系统对高超声速来流进行动态压缩, 并在超声速条件下直接组织燃烧. 研究表明, 超燃冲压发动机在马赫数 6 以上的性能显著优于亚燃冲压发动机, 其有效工作范围可涵盖 Ma 4.0 ~ 8.0 (Jackson et al. 2015). 然而, 超燃冲压发动机在低速条件下, 由于来流经压缩后的总温和总压水平有限, 燃料喷注后的着火、稳焰及持续放热过程难以有效建立, 因而难以维持稳定的超声速燃烧, 表现出无法自启动的特性. 为实现更宽速域的跨域飞行, 双模态超燃冲压发动机及涡轮–冲压组合动力 (图 11(b))

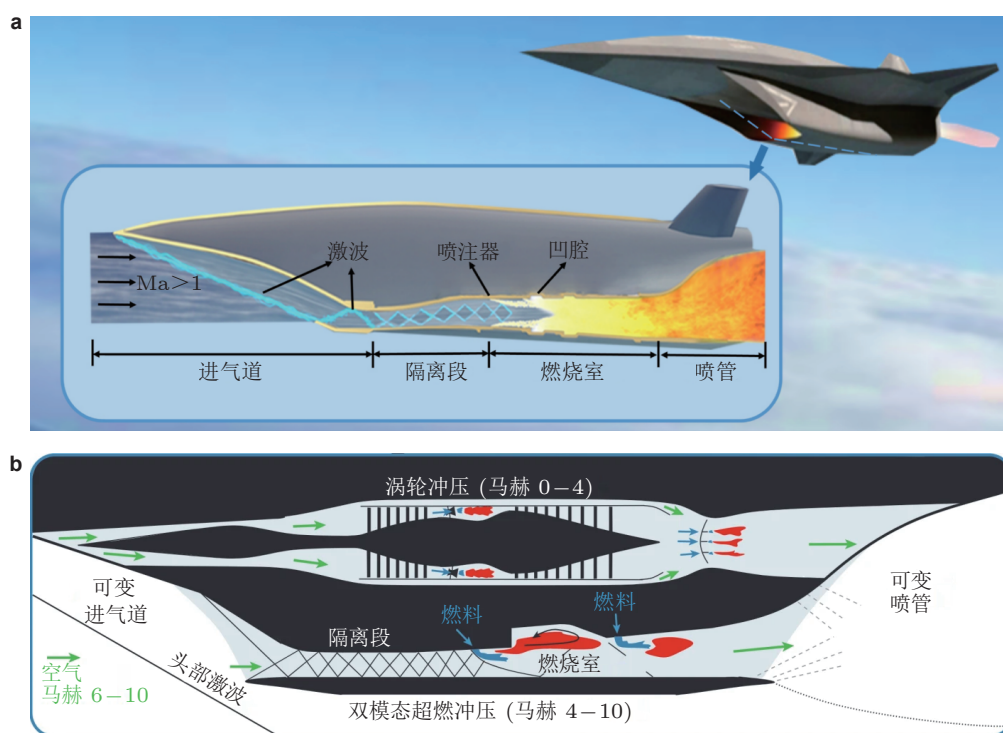


图 11

(a) 超燃冲压发动机示意图 (Liu C et al. 2025), (b) 双模态超燃冲压发动机结构示意图 (Urzay 2018)

的概念被提出. 该构型通过燃烧模态转换, 兼顾了亚燃模态与超燃模态的各自优势, 是实现高推进效率的核心技术途径.

临近空间高焓、低密度的稀薄大气环境虽然有利于减缓气动热载荷并提高比冲, 但会导致理想气体假设失效. 随着飞行马赫数的提升, 离解与热化学非平衡等高温真实气体效应愈发显著, 这不仅改变了进气道内的流动特性, 也使得燃料在高超声速气流下的快速掺混与稳态燃烧成为关键技术挑战 (岳连捷 等 2022). 进气道作为超燃冲压发动机的关键压缩部件, 其性能直接决定了组合动力形式能否正常工作. 进气道内流场极其复杂, 涉及激波/边界层相互作用、激波串及高度非定常的“不启动”与“再启动”现象. 激波/边界层相互作用虽能隔离燃烧室高压脉动对上游的影响, 但同时会引入分离损失与复杂旋涡, 上述现象若无法得到有效控制, 极易诱发进气道“不启动”, 导致气流动态压缩完全由外部激波实现, 进而产生严重的气流损失并使阻力骤增. 此外, 进气口局部的气动效应与下游反压前传导致的激波串扭曲, 均会对发动机的正常工作产生重大影响 (刘小勇 等 2024). 在高超声速流场中, 燃料在燃烧室内的滞留时间仅为毫秒量级, 这对燃料的高效喷注与火焰稳定提出了极高要求 (纪鉴恒 等 2024). 为增强燃料与空气的快速混合, 超声速燃烧室内通常采用两种基本方案: 一是利用支板、斜坡或塔门等诱发涡流; 二是利用激波与燃料射流的相互作用促进混合. 针对燃烧室火焰稳定性难题, 目前主要通过凹腔或台阶装置形成局部回流区, 并辅以激波增混或轴向旋流增混技术, 以尽可能缩短混合与反应所需的时间.

超燃冲压发动机作为高超声速飞行的核心动力, 有望革新防御体系、亚轨道飞行及快速空天往返能力. 当前, 国内外正致力于高马赫数进排气一体化、热化学非平衡效应及其影响、高效混合与燃烧增强等技术的深度研发. 相关研究已取得阶段性突破, 并正在从理论研究与关键技术突破阶段, 稳步迈向飞行试验与工程化应用. 在国际工程化验证方面, 美国 HIFiRE (Hypersonic International Flight Research Experimentation) 计划是一个标志性案例, 该计划由美国空军研究实验室与澳大利亚联合推进, 于 2012 年成功实现了碳氢燃料超燃冲压发动机在马赫 6–8 + 条件下的受控飞行, 验证了从亚燃到超燃的模式转换以及超过 12 秒的持续超声速燃烧, 为后续吸气式高超声速巡航飞行器奠定了重要基础 (Jackson et al. 2015). 在欧盟方面, HEXAFLY-INT (High-Speed Experimental Fly Vehicles–International) 项目是当前国际上最具代表性的高超声速国际合作计划之一, 由欧洲航天局联合俄罗斯、澳大利亚等多国机构共同开展, 目标是在马赫 7–8 条件下完成超燃冲压发动机推进的滑翔飞行器自由飞行试验 (van Brummen et al. 2015), 该项目已完成气动外形设计、热防护系统优化及地面试验验证, 其试验构型采用基于乘波体的机体/推进一体化设计, 对理解和验证超燃冲压发动机在真实飞行环境下的工作特性具有重要参考价值.

从国内外对比来看, 美国在超燃冲压发动机的飞行试验频次和系统性上领先全球, X-51A 和 HIFiRE 系列累计完成了多次超燃模式下的受控飞行, 积累了宝贵的飞行数据; 欧盟 HEXAFLY-INT 则提供了多国合作框架下开展高速飞行试验的有益经验. 我国近年来在超燃冲压发动机地面试验和部分飞行验证方面进展迅速, 但公开发表的长时间、宽速域飞行试验数据相对较少且由于起步较晚, 在飞行验证的持续性和开放性方面与美国尚存差距.

4.3 组合式发动机技术

随着超燃冲压发动机技术的发展, 由单一超燃冲压向涡轮或火箭补偿的组合动力过渡已成为临近空间推进的重要趋势. NASA 的大气模型表明, 随着海拔升高, 空气密度和压强显著降低, 而温度呈现明显的分层非单调变化特征, 导致航空气动力和进气质量流率显著减少 (Fomichev et al. 2002). 这种稀薄干冷环境及声速降低对吸气式发动机提出了更高要求, 使传统涡轮/冲压发动机的稳定工作高度受限于约 30 km 以内 (秦伟伟 等 2019).

临近空间飞行器在加速过程中通常伴随持续爬升, 马赫数提升往往与飞行高度增加同步发生, 从而引起空气密度、压强、动压及热环境的显著变化. 因此, 完成临近空间宽速域飞行任务, 本质上要求动力系统能够在宽速度—高度包线内随环境变化实现高质量推进, 组合循环动力系统由此成为重要选择, 如涡轮基组合循环 (TBCC, Turbine-Based Combined Cycle)、火箭基组合循环 (RBCC, Rocket-Based Combined Cycle)、空气涡轮冲压发动机 (ATR, Air Turbo Ramjet) 以及 TriJet 三通道组合动力构型等. 临近空间条件下, 随着飞行高度升高, 大气密度显著下降, 而飞行器在加速过程中速度持续增大; 在二者共同作用下, 进气动压易在 20–200 kPa 范围内波动 (Moss et al. 2006), 为维持燃烧室压力与温度在合理范围内, 飞行器需在加速爬升过程中保持进气动压基本稳定, 因此需要动态调整爬升轨迹和飞行高度, 这对动力系统模式切换带来约束. 以 TBCC 为例, TBCC 通过组合涡轮与冲压/超燃冲压发动机, 实现 $Ma \approx 0 - 5$ (6)、高

度约 0 – 30 km 的速域覆盖 (邓帆 等 2017). 组合动力系统在 $Ma \approx 2.5\text{--}4$ 执行模态切换时, 面临着严苛的环境动压匹配问题: 低空切换虽能保障进气量, 但激增的气动热与结构载荷极易超出材料限制; 高空切换则因空气稀薄导致进气质量流率匮乏, 冲压发动机无法维持稳定燃烧以输出有效推力. 为此, 合理的模式切换常设定于 20–60 kPa 的动压区间, 然而, 由于该阶段涡轮模态的做功能力逼近物理上限, 而冲压模态正处于起动边缘, 任何微小的弹道高度或来流速度扰动, 都会引发两模态推力交接的断层, 造成系统总推力呈现明显低谷甚至低于飞行阻力, 即形成典型的“推力陷阱” (邓帆 等 2018).

除 TBCC 在模态切换阶段易出现“推力陷阱”外, 临近空间组合动力系统还面临高空稀薄环境下的推进适应性问题. 针对后者, RBCC、ATR 和 ATREX (Expansion Cycle of Air Turbo Rocket Engine) 等构型提出了不同的技术路径. RBCC 在单一流道内耦合火箭、冲压和超燃冲压多模态, 依托火箭自携氧化剂特性, 可将工作高度上限扩展至 40 km 以上 (李建林 2012). 对于采用 RBCC 组合动力的飞行器而言, 临近空间的低密度、低温及强风场会使火箭喷流与外界动压匹配更加敏感; 在 $Ma > 5$ 条件下, 为控制气动热负荷通常需爬升至 30–40 km, 但此时空气密度不足又会显著压缩燃烧冲压模态的稳定工作区间. 此外, 高空非定常风场扰动还会进一步破坏进气道来流均匀性, 诱发内外流耦合失稳和推力振荡, 因此通常需要结合引射火箭和可调几何进气道等措施维持稳定工作 (柳兆伟 2018). ATR 利用小型火箭或燃气发生器产生的高压气驱动涡轮压气机, 并在外界氧气不足时通过补充氧化剂维持推进性能; ATREX 则采用液氢预冷进气并驱动单风扇, 在低速阶段类似涡喷工作, 高速阶段切换为冲压, 通过预冷降低进气温度以提升临近空间稀薄环境中的工作能力 (罗佳茂 等 2022). 与上述主要面向高空环境适应性的构型不同, TriJet 三通道组合动力则更直接针对前述推力陷阱问题提出, 其通过设置涡轮发动机、火箭引射冲压发动机和双模态冲压发动机三条通道, 在不同马赫数区间实现推力接续, 从而缓解涡轮向双模态冲压切换时因稀薄空气导致的推力衰减 (邓帆 等 2017).

总体而言, 临近空间环境对组合动力技术的约束主要体现在稀薄空气及其引起的动压、进气质量流率和热环境变化上. 对于 TBCC 与 TriJet, 空气密度和动压的下降会压缩模态切换窗口, 易在切换阶段引发推力衰减甚至“推力陷阱”; 对于 RBCC、ATR 和 ATREX, 高空低密度、外界氧气不足以及进气热状态变化进一步限制了稳定工作边界, 需要通过火箭补偿、携氧补燃、预冷进气和可调进气道等手段提升环境适应性. 因此, 如何在宽速度—高度包线内实现稳定工作、模式切换和推力接续, 是临近空间组合动力设计的关键问题.

在国际上, 美国航空航天企业 Hermeus 公司与有着数十年高速涡轮发动机研制经验的 Pratt & Whitney 公司达成合作, 在 TBCC 推进领域取得了较大进展, 其研发的 Chimera TBCC 组合动力系统使用 Pratt & Whitney 公司研制的 F100 发动机, 于 2022 年取得了地面模态转换试验的成功. 此外, 美国还在 SR-71, SR-72 等项目的发展中积累了 TBCC 关键技术, 在高速涡轮发动机核心机, 模态转换试验验证以及高温材料方面积累了较为丰富的工程经验和数据. 我国从上世纪 80 年代开始开展相关技术研究, 在方案论证、模态过渡、一体化性能及关键部件等方面也取得了一定突破, 总体上仍处于追赶阶段.



图 12

四种组合动力示意图, (a) TBCC、(b) RBCC、(c) Trijet 和 (d) ATR

4.4 旋转爆震和斜爆震推进

爆震燃烧是一种伴随激波的燃烧波传播过程, 其波速可达千米每秒量级, 远高于以亚音速传播的传统爆燃模式. 与爆燃相比, 爆震燃烧具有释热速率极快、热循环效率高、熵增小等突出优势, 这使其能够实现更高的能量利用效率和更紧凑的燃烧室设计. 因此, 采用爆震燃烧方式的推进系统特别适合于对推重比和热效率有严苛要求的临近空间高速飞行领域 (Wolanski 2013, 滕宏辉 & 杨鹏飞 2024).

基于爆震燃烧原理的爆震发动机, 正是当前新型推进技术的研究热点. 这类发动机不仅包括结构紧凑、工作范围宽的旋转爆震发动机 (Rotating Detonation Engine, RDE) (Raman et al. 2023), 如图 13 所示; 也涵盖特别适用于高超声速飞行的斜爆震发动机 (Oblique Detonation Engine, ODE) 等其他爆震波组织形式. 这些技术路径的共同目标是充分发挥爆震燃烧的潜力, 为下一代高速飞行器提供革命性的动力解决方案.

在临近空间稀薄大气环境下, RDE 展现出多方面的显著优势. 根据氧化剂供给方式的不同, RDE 主要可分为火箭式 (自带氧化剂) 与冲压式 (来流空气为氧化剂) 两类, 二者均在各自适用场景中体现出卓越性能. 此外, 以涡轮基组合循环 (TBCC) (芮长胜 等 2023) 为代表的组合动力形式, 进一步拓展了 RDE 的应用边界, 通过将旋转爆震燃烧室与涡轮发动机、双模冲压发动机集成, 有望实现从起飞到高超声速巡航的全速域覆盖.

首先, 旋转爆震发动机具备突出的宽速域适应能力. 爆震波传播速度可达 1000-2000 m/s, 远高于传统缓燃模式, 且对来流条件敏感度较低, 在较宽马赫数范围内均可维持稳定燃烧. 冲压式 RDE (Frolov et al. 2018) 尤其适合马赫数 3-6 的临近空间巡航, 而火箭式 RDE (Anand & Gutmark. 2019) 则可在大气稀薄甚至真空条件下稳定工作. 进一步地, 若将 RDE 引入组合循环构

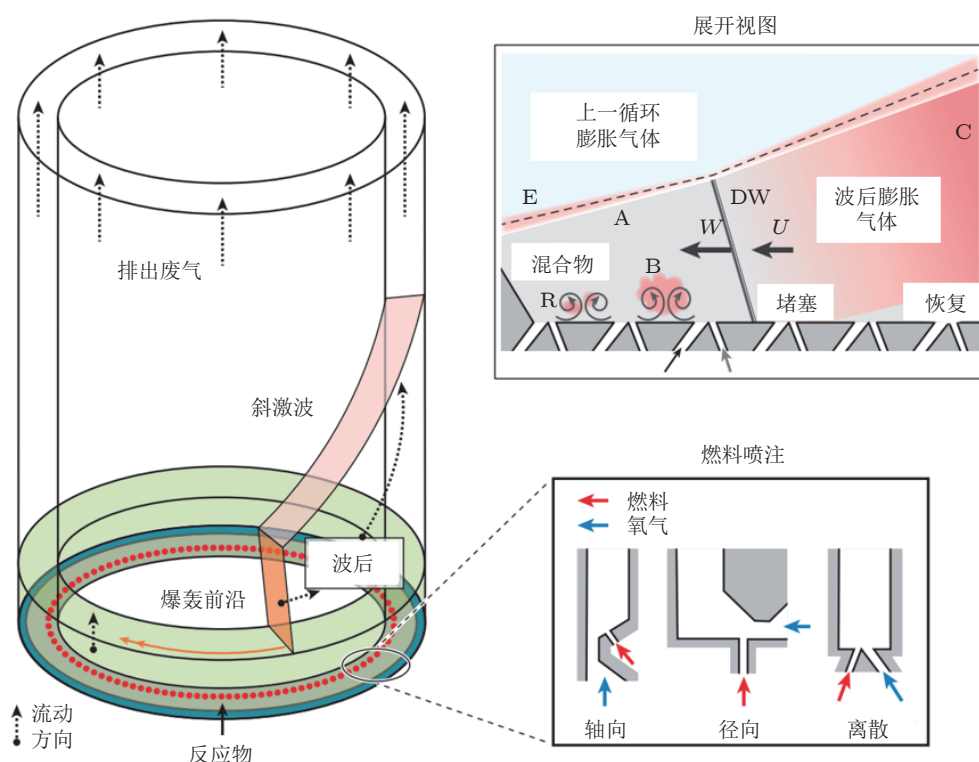


图 13

旋转爆震波结构及喷注方式示意图 (Raman et al. 2023)

型, 由涡轮发动机承担低速段推进、以冲压式或双模态 RDE 作为高速通道, 则有望缓解传统 TBCC 在涡轮向冲压/超燃冲压过渡过程中的“推力鸿沟”问题. GE 公司旋转爆震双模冲压发动机 (Rotating detonation-Dual Mode Ramjet, RD-DMRJ) 的验证结果表明, RDE 可在超声速来流条件下实现持续稳定燃烧, 为低速涡轮段向高超声速吸气式推进段的衔接提供了新的技术路径. 其次, 旋转爆震发动机结构紧凑、热效率高, 无论是环形还是圆筒形燃烧室设计, 其燃烧室长度通常仅为传统超燃冲压发动机的约 $1/3$, 有利于实现飞行器的轻量化与小型化. 火箭式 RDE 因不依赖进气系统, 整体结构更为简化 (Yokoo et al. 2021); 冲压式 RDE 则通过与进气道一体化设计 (Frolov et al. 2017), 进一步提升系统紧凑度. 最后, 旋转爆震发动机在环境适应性与推进效率方面表现优异, 在环境适应性方面, RDE 燃烧过程依赖激波压缩, 对氧浓度要求相对较低, 因此在临近空间稀薄大气条件下仍可保持较高推进效率, 且在进一步结合组合循环构型后, 其工作包线可拓展至更宽速度与高度范围, 为可重复使用高超声速飞行器和空天飞机提供动力支撑.

RDE 在临近空间环境中的关键难点, 在于环境变化会直接作用于旋转爆震波的建立、维持与稳定传播, 而不仅仅表现为一般吸气式推进系统所面临的低密度和热管理问题. 一方面, 临近空间低温低压条件会改变燃料喷注、雾化、蒸发和掺混过程 (Sato et al. 2024), 并进一步影响爆震起爆延迟、反应区长度及波后混合物补给条件, 从而压缩 RDE 的稳定起爆与自持工作边界.

另一方面, RDE 的性能高度依赖爆震波模态及其传播稳定性, 而临近空间中来流总压、背压及当量比分布随高度和飞行状态变化显著, 易诱发单波、多波等模态跃迁, 甚至导致局部熄爆、再起爆和推力波动. 此外, RDE 燃烧室内高频旋转压力波会通过喷注面与供给系统形成强反馈耦合, 低外压环境下喷注压差和腔压匹配更为敏感, 易引发喷注不均、供给振荡和周向流场畸变, 进一步削弱爆震波的连续稳定传播. 最后, 如图 14 所示, RDE 特有的高频压力脉动和局部强热释放, 还会在临近空间外界对流换热能力受限、壁面散热条件恶化的情况下, 加剧壁面热应力与高频压力载荷的耦合作用, 从而使燃烧室与喷注结构面临更严苛的热疲劳与耐久性挑战 (Tian et al. 2026).

最后, 推进系统集成与调控必须适应环境的高度变化 (Plaehn et al. 2023, Anand & Gutmark. 2019). RDE 与进气道、尾喷管的一体化设计在宽速域下面临挑战, 因为进气道捕获的空气流量、总压恢复系数以及来流温度、压力均随飞行高度与速度剧烈变化, 直接影响燃烧室入口条件. 在工程层面, 这要求发展能够实时感知环境与来流状态、并动态调整燃料喷注策略与燃烧室几何的主动控制方法, 以实现从亚爆震到稳定爆震模态的鲁棒转换与维持, 这是 RDE 走向实际飞行应用的关键控制环节. 随着燃烧机理深化、材料工艺进步与控制策略优化, 旋转爆震发动机有望在临近空间高速巡航飞行器、可重复使用空天组合动力、高机动导弹平台等领域实现应用突破. 其高效、紧凑、宽域的工作特性, 将为临近空间飞行器动力系统提供一种具有竞争力的新型解决方案.

在超高马赫数条件下, 斜爆震推进 (Oblique Detonation Engine, ODE) 具有更广泛的应用前景, 具备在高空 (20 ~ 40 km) 空域内拓展飞行速度从 $\text{Ma}6 \sim 16+$ 的潜力 (王兵等 2021). 临近空间 ODE 的关键问题主要来源于三类环境与反应过程相互耦合产生的效应: 短驻留时间下的有限速率掺混、强激波压缩后的热化学非平衡, 以及来流参数波动引起的非定常入口条件变化. 研究表明 (Sislian et al. 2000), 高马赫数条件下, 燃料与空气的非均匀混合会导致燃烧不完全, 导致 ODE 比冲下降超过 30%. 热化学非平衡会改变高马赫数来流中的反应动力学过程. 其中, 强激波压缩会使气体分子的内部振动能级被激发, 即部分能量暂时储存在分子振动自由度中, 从而改变反应诱导与能量释放过程. 在一定条件下, 这种分子振动激发可能缩短爆震诱导时间、减小

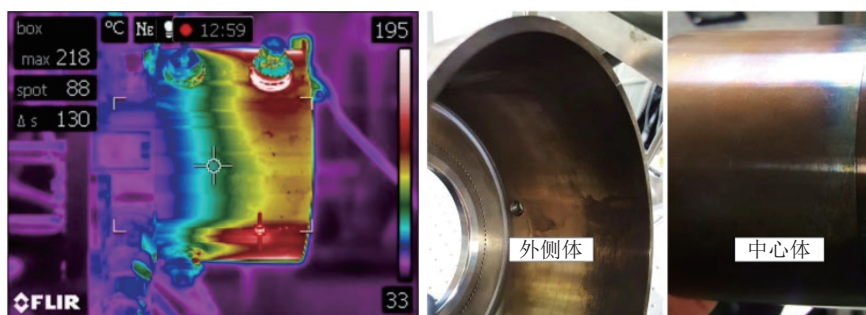


图 14

RDE 红外图像以及实验后 RDE 壁面烧蚀现象 (Taehyun 2019)

诱导区,从而有利于斜爆震结构的建立;但与此同时,分子解离及振动非平衡也会削弱有效放热并增强波后流场振荡,因此其对 ODE 推进性能和稳定性的影响并非单向促进,而是取决于具体工况.进一步地,振动非平衡可能降低放热峰值,并加剧斜爆震波下游的振荡特性,从而在一定程度上削弱推进系统稳定性 (Wu Y et al. 2025). 热力学非平衡流动中激波反射结构更为紧凑、激波节更短,促使进气道内温升并诱导自由基生成,更容易发生提前燃烧,使 ODE 无法正常工作 (张晓源 等 2025).

此外,推进系统所处的来流环境具有显著的非定常特征,来流温度、当量比、飞行马赫数的瞬时响应将直接参与 ODE 内部斜爆震结构的形成与演化.已有研究指出 (张子健 2020, 牛淑贞 等 2023, Yang P et al. 2024),斜爆震波的形成与稳定驻定对后激波高温区的温度分布十分敏感.当来流温度、当量比或马赫数波动导致局部温度梯度过大时,混合气可能在主斜爆震面形成之前发生提前自燃.此时,局部放热产生的压力扰动难以与主激波系统稳定耦合,进而导致激波与反应区分离,使斜爆震结构无法稳定驻定.图 15 给出了 ODE 比冲随进气当量比、总温的变化情况,贫燃与富燃过程造成 ODE 比冲产生缓慢上升、急剧下降两种不同的模式,在当量比为 1 处,比冲增益达到峰值,增大燃料总温对 ODE 发动机推力性能的提升作用较为明显.飞行器机动飞行加速时,相同的燃料流量所得到的发动机输出功率增大、ODE 的热效率增加.同时,来流扰动可能改变原不稳定反射波系的流动壅塞状态,扰动效果取决于扰动作用时间和扰动强度的耦合程度,在波后壅塞状态充分发展之前,扰动越早、扰动强度越大,越容易形成稳定的反射波系.

飞行高度决定大气密度,进而影响 ODE 的进气当量比.低当量比下可燃气体被过量稀释会导致熄火,无法维持燃烧,而过高当量比又会使发动机进气道会发生入口失速,造成进气道不启动 (Jiang 2023).研究表明,高当量比下的进气道不启动还会导致发动机出现喘振现象 (Austin & Ju 2015).在更宽飞行包线范围内,飞行高度与马赫数的耦合作用将进一步影响斜爆震波系的整体形态.

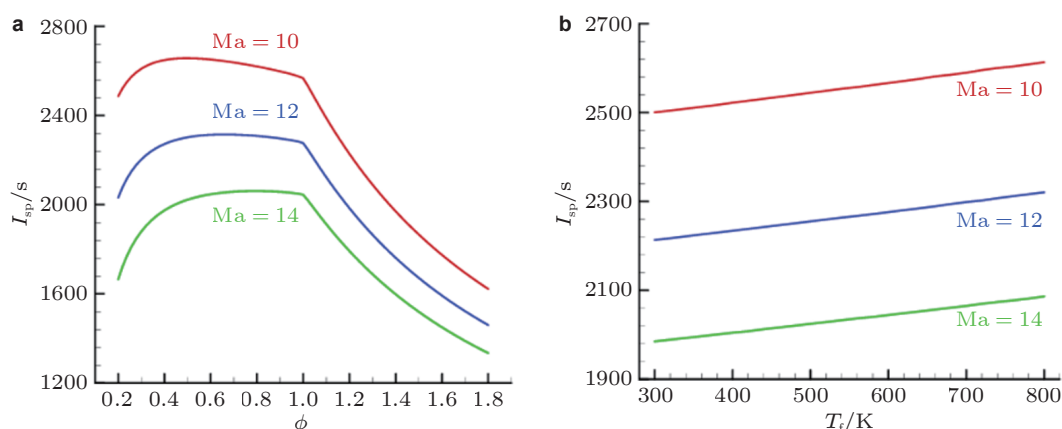


图 15

发动机比冲随燃料 (a) 当量比、(b) 总温的变化 (张子健 2020)

在国际上, 美国在旋转爆震发动机工程化方面处于领先地位, General Electric 公司自 2023 年以来开展了一系列冲压 RDE 地面测试, 并于 2025 年成功完成了三倍于原型机尺寸的导弹级冲压 RDE 测试, 此外, 金星宇航公司于 2025 年完成了首次火箭式 RDE 飞行测试; 我国在 RDE 基础研究、地面试验和应用探索方面也取得了显著进展, 多所高校和研究机构建立了较为完善的理论与试验体系, 并完成了一系列地面测试和飞行验证. 在 ODE 方面, 中科院力学所于 2025 年在 JF-12 风洞首次完成地面测试, 处于国际领先地位.

随着临近空间飞行任务向更高马赫数、更宽高度域和更长航时发展, 动力系统的环境自适应能力将成为制约性能突破的关键瓶颈. 目前亟需在进气/燃烧一体化、宽域模式切换、主动热管理与智能控制等方面实现协同创新, 并加强环境—气动—燃烧—结构的跨尺度耦合机理研究. 通过新型组合循环、预冷引射、可变几何以及爆震推进等技术的融合发展, 有望构建高效率、高可靠、强环境适应性的临近空间动力体系, 为高超声速巡航与空天跨域飞行提供坚实的动力支撑.

4.5 电推进技术

电推进利用电能将工质电离并加速喷射以产生推力, 具有比冲高 (1500–8000 s)、寿命长等显著优势, 已广泛应用于航天器的在轨推进和深空探测任务 (Goebel & Katz 2008). 根据加速机理的不同, 电推进可分为电热式、静电式和电磁式三类 (图 16). 其中, 静电式离子推力器和霍尔推力器是目前的主流方案 (于达仁 等 2014). 虽然当前电推进的工作环境以轨道空间为主, 但其涉及的等离子体产生、无电极放电、电场加速等共性技术, 对临近空间飞行器的等离子体流动

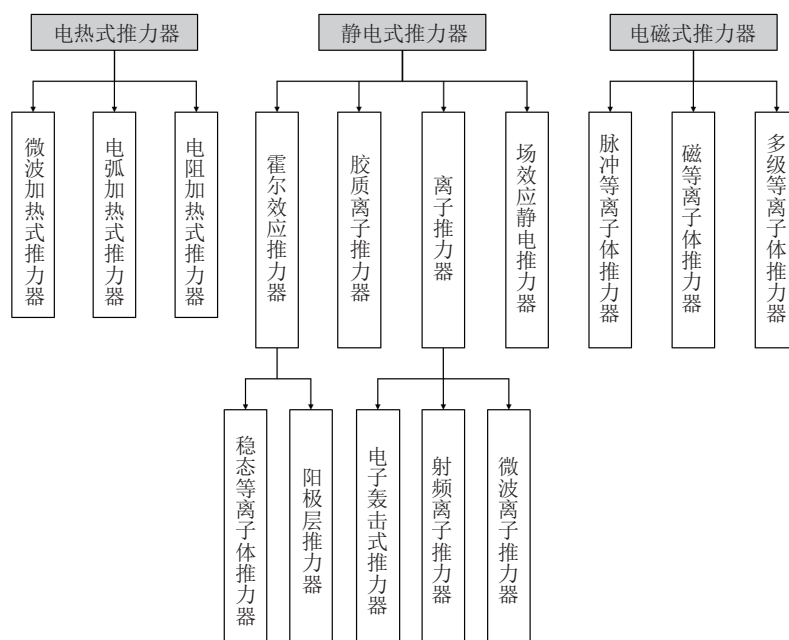


图 16

电推进分类图

控制、局部气动减阻以及缓解通信黑障等前沿研究具有一定的启发意义. 本文不将其作为临近空间飞行器的主推进装置详细展开, 仅在此做简要说明, 为该领域读者提供跨技术方向的关联参考.

5 动力学与控制: 极端环境下的稳定性与制导

5.1 临近空间飞行动力学特征

临近空间位于传统航空空域与外层空间之间, 是兼具大气飞行环境与空间环境特征的过渡区域, 其跨域属性集中体现为随着飞行高度和速度的变化, 流动机制会从连续介质流动依次过渡到滑移流、过渡流乃至自由分子流, 造成气动力/热的主导效应发生变化, 甚至受空间环境如太阳辐射和离子环境影响, 形成复杂的耦合效应. 从飞行动力学角度看, 临近空间问题往往同时涉及低动压、强风扰、长航时平台动力学与高马赫数、稀薄/高焓气动、快速跨包线飞行两类差异显著的动力学特征 (Zuo et al. 2022, 陈伟芳 等 2016). 如图 17 所示, 临近空间高超声速飞行器跨流域飞行时, 流动状态随高度变化而发生转变, 涉及连续流、滑移流、过渡流和自由分子流等不同区域, 并伴随气动、热效应、多物理耦合及通信与热约束等问题, 体现了跨流域飞行动力学研究的复杂性.

从动压与雷诺数效应看, 临近空间密度下降使动压 $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ 显著减小, 同时雷诺数 $Re = \frac{\rho V L}{\mu}$ 随密度降低而下降, 使得控制效能变弱与气动阻尼降低. 对于气动控制力矩裕度, 同样舵偏下产生的力矩减小, 易出现舵面饱和与可控性边界收缩. 对于气动阻尼, 滚转/俯仰/偏航阻尼导数降低, 姿态响应更欠阻尼, 对扰动更敏感. 同时在低动压条件下, 为维持升力或航迹约

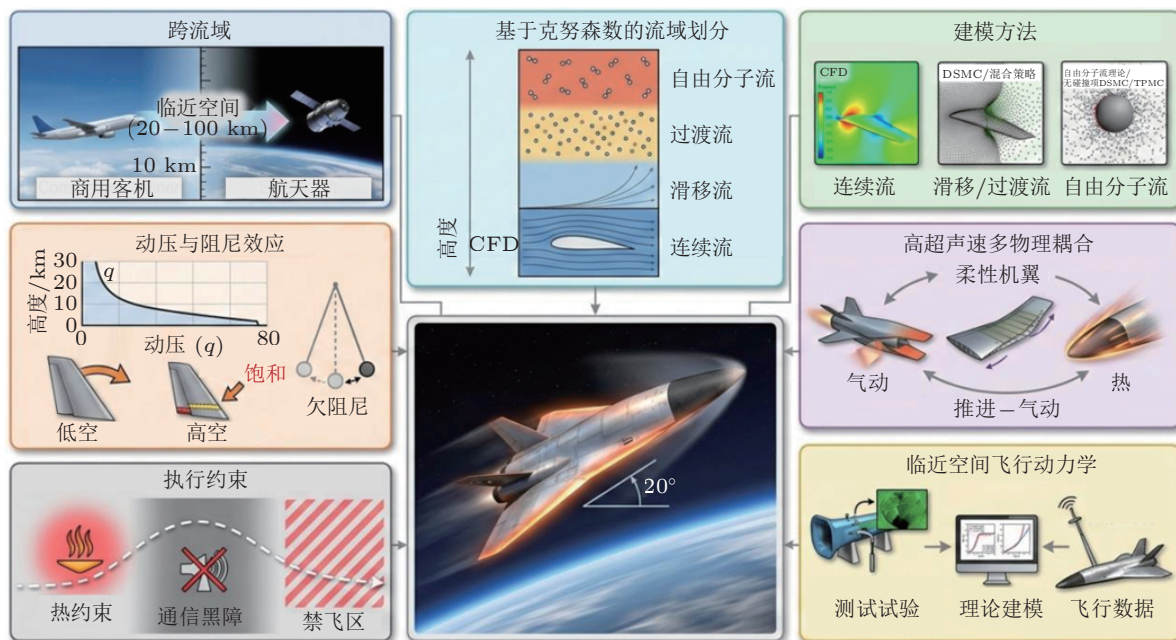


图 17

临近空间高超声速飞行器跨流域飞行动力学关键问题示意图 (声明, 本图使用了 AI 类工具生成)

束, 攻角/倾侧角等配平量对密度、风场、气动参数误差更敏感. 对于长期驻留平台, 除动压因素外, 还需显式考虑浮力、附加质量、以及对阵风/湍流的脆弱性, 这使其动力学与传统固定翼存在本质差异 (Li Y et al. 2011).

高超声速临近空间飞行器的动力学复杂性, 通常来自气动—推进—结构等多物理强耦合与随飞行状态的强时变. 高超声速飞行动力学与控制问题面临的大包线、极端工况, 以及弹性机体、推进系统与结构动力学之间的强相互作用, 是其关键挑战之一 (Xu & Shi 2015). 在工程系统层面, 高超声速飞行器往往存在发动机—机体一体化、潜在静不稳定、气动参数不确定等问题, 导致动力学呈现明显的强非线性与强耦合特征 (Ding et al. 2022, 张希彬和张振兴 2019).

临近空间高超声速飞行受多种约束共同制约, 包括热流与热防护裕度、结构载荷、可用机动过载、通信黑障以及禁飞区等, 这些因素共同限制了可行轨迹与姿态包线. 助推—滑翔系统相关研究指出, 在设计阶段需要同时关注加热与通信黑障等问题, 并与制导导航控制、推进等挑战协同考虑 (Ragnoli et al. 2024). 临近空间飞行动力学不仅需要高精度动态模型, 更高度依赖试验数据对气动/气动热/扰动模型的校核与修正.

5.2 跨域与宽速域控制策略

临近空间飞行包络涵盖了从高超声速到亚声速、从外层空间到临近空间再到稠密大气层的广泛飞行区域, 具有明显的空天跨域和宽速域特性, 典型场景包括飞行器再入返回和气动辅助机动等. 在此过程中, 飞行器需应对气动力急剧变化、马赫数跨度大、飞行环境参数强时变性等复杂挑战, 亟需兼顾精度、鲁棒性与实时性的制导策略.

针对上述挑战, 现有制导策略主要分为标称轨迹跟踪制导和预测—校正制导两大类.

标称轨迹跟踪制导预先设计覆盖全速域的标称轨迹并储存在机载计算机中, 在实际飞行时驱使飞行器跟踪预先设计的标称轨迹, 该策略已经成功应用于返回舱、航天飞机的高超声速再入返回过程 (Harpold & Graves 1978). 针对通过穿越行星上层大气调整飞行器轨道能量和方向的气动辅助机动任务, Gurley (1993) 提出了一种火星气动捕获跟踪制导方法, 通过调整飞行器的俯仰姿态来跟踪参考轨道的能量. Bharadwaj 等 (1998) 设计了一种基于反馈线性化的气动辅助飞行轨迹跟踪制导律, 以攻角和倾侧角为跟踪目标, 以下量程角和跨量程角为输出变量, 从而通过状态和控制转换将动态输入近似转换为等效线性系统. Rozanov 等 (2008) 将自变量从时间变为比机械能, 并使用变结构控制跟踪参考轨迹的状态空间. Chai 等 (2018) 提出了一种可用于气动辅助轨迹跟踪的滚动时域控制算法, 通过双嵌套梯度法解决了模型预测内环节计算效率的问题, 使得算法在保证近似最优性的前提下具备较强的鲁棒性和自适应性. 进一步, Chai 等 (2020) 提出了一种基于深度神经网络的实时制导控制方法, 以模型预测内环双层优化策略为基础, 通过样本训练得到环境适应性表现优异的鲁棒控制参数, 但该方法对于多模式气动辅助机动不具备普适性, 迁移性有待研究. 近期, Lu P 和 Dayami (2025) 提出了一种基于不动点算法的模型预测制导 (Model Predictive Guidance, MPG) 方法, 将模型预测控制问题转化为仅含箱式约束的二次规划问题, 避免了传统方法对二次规划求解器的依赖, 显著提高了计算效率和可靠性. 面向气动—推力协同下的跨域机动, 陈洪波和杨滢 (2006) 引入 Lyapunov 最速下降函数, 设计非线

性最优反馈跟踪控制律; Yao 等 (2024) 提出一种固定时间自适应协同制导方法, 在攻角调制跟踪标称轨迹速度的基础上, 设计了二阶倾侧角自适应控制律来跟踪标称轨迹的矢径, 实现了控制量耦合下的协同制导.

预测-校正制导根据预测终端状态方法的不同, 可进一步分为数值预测-校正 (Numerical Predictor-Corrector, NPC) 制导和解析预测-校正 (Analytical Predictor-Corrector, APC) 制导. NPC 制导通过数值积分动力学方程实现对轨迹的预测, 适用于需要高精度终端约束的再入返回和气动辅助机动等跨域飞行任务. Gamble 等 (1988) 较早提出了面向气动辅助机动的 NPC 制导方法 PredGuid. 在此基础上, Dicarlo (2003) 通过在滑翔阶段添加能量控制器, 从而使算法能够适应高能量弹道. Lu P 等 (2015) 在气动辅助降轨问题中, 揭示了燃耗最优的倾侧角幅值剖面呈现出 bang-bang 结构, 并基于此开发了一种两段式最优 NPC 制导算法, 其控制剖面呈阶梯形状. Cheng L 等 (2018) 提出了一种多约束条件下的再入 NPC 制导算法, 设计了复合倾侧角走廊以将复杂的轨迹规划问题转化为求根问题, 同时提出了三种约束执行算子, 基于状态预测和反馈理论通过在线倾侧角补偿解决了预测-校正算法长期存在的约束违反问题. Lee 等 (2024) 对火星再入制导方法进行了系统对比研究, 分析了路径规划-跟踪方法与预测-校正方法在机器人任务和载人任务中的优缺点, 指出不同制导方法应根据任务概念和需求进行选择. 针对高不确定性环境下的鲁棒制导问题, Rataczak (2025) 提出了一种结合高保真气动热力学不确定性建模的鲁棒气动捕获制导框架, 通过高斯过程回归建立降阶模型, 实现了气动热力学不确定性沿整个轨迹的高效传播, 并基于序列凸规划技术开发了确定性和随机最优控制两种制导算法.

APC 制导通过求解轨迹解析表达式实现对后续飞行轨迹的快速预测, 特别适用于计算资源受限的跨域飞行环境. 针对阻力调制下的气动辅助机动任务, Bryant 等 (1998) 提出一种解析阻力控制算法, 基于终端约束, 通过动力学主项推导得到了阻力加速度的解析表达式, 从而提供了解析制导律. Cihan 和 Kluever (2022) 通过近似速度和飞行路径角度之间的相关性, 开发了基于阻力调制的 APC 制导方法. 而在倾侧角升力调制方面, Cerimele (1985) 基于达到目标远心点高度所需要的参考高度变化率推导出轨迹速度的解析表达式, 并实现捕获阶段的倾侧角制导. 在此基础上, Masciarelli 等 (2000) 讨论并测试了两种 APC 制导方法, 用于火星采样返回任务中的气动捕获. 进一步, Hamel 等 (2006) 针对大气强不确定性条件下的制导稳定性等问题, 提出一种改进策略, 使飞行器在大气飞行阶段能够利用实时密度标高信息进行反馈, 实现高动态变化中的稳定飞行, 但这类方法需要假设参考高度变化率为常值, 会产生较大误差. Cihan 和 Kluever (2020) 提出一种考虑燃耗最优性的气动捕获 APC 制导方法, 通过分别参数化气动加速度和飞行路径角, 从而得到大气出口速度的封闭表达式和闭环制导律. 然而, 该方法只考虑和分析了一种典型气动辅助降轨场景, 难以适应宽速域飞行下多变的飞行剖面. 近期, Chen J 等 (2024) 分析并总结了不同气动辅助降轨场景下燃耗最优轨迹的变化规律, 提出一种基于分段状态近似的燃耗最优 APC 制导方法, 通过分段反比例函数拟合最优航迹角的变化, 实现轨迹的解析预测与闭环制导, 提升了方法通用性和制导精度. 相比于 NPC 制导, APC 制导方法具备显著的计算效率优势, 但在跨域与宽速域飞行场景下, 其适应性和灵活性比较有限.

针对跨域与宽速域飞行中复杂的动力学特性变化和强不确定性, 传统基于模型的制导方法面临建模精度与计算效率的权衡难题. 近年来, 数据驱动的智能制导方法为解决这一问题提供了新思路. Ghiugan 等 (2026) 对气动捕获的数据驱动制导策略进行了对比分析, 比较了前馈神经网络、广义加性模型、强化学习与传统全数值预测-校正方法的性能, 结果表明机器学习制导方法显著降低了计算运行时间, 这对机载制导算法至关重要; 尽管当前机器学习制导在参数大分散情况下精度不如传统制导方法, 但该工作突显了数据驱动方法在满足未来临近空间任务实时制导需求方面的潜力.

综上, 对于跨域与宽速域机动的制导问题, 已有的研究主要集中在如何提升制导精度或系统的鲁棒性方面; 然而, 临近空间飞行器涉及的气动-推力协同多控制量耦合制导、制导精度-鲁棒性-机载算力互相矛盾与高动态恶劣环境下容错能力等关键科学问题尚未完全解决, 为其跨流区广域机动飞行带来了巨大挑战.

5.3 强扰动与不确定性控制

临近空间飞行器在飞行机动过程中面临着复杂的扰动环境和多源不确定性. 气动参数的强非线性的大幅变化、大气密度的剧烈波动、气动热效应引起的结构变形、执行机构的饱和与故障等因素, 使得控制系统设计面临严峻挑战. 针对这些问题, 相关学者发展了多种控制方法, 按照设计理念和发展历程可分为线性控制和非线性控制两大类.

线性控制方案基于小偏差线性化思想将非线性飞行动力学模型转换为平衡点附近的线性模型, 从而运用线性控制方法设计控制器, 常被应用于早期飞控系统, 代表方法包括增益调度、线性二次型调节控制等. Charles 等 (1998) 采用增益调度的方法, 实现了 X-33 高速飞行器姿态控制的可行性验证. 然而, 在处理强非线性耦合系统时, 线性系统模型往往不够精确, 另外在有大量不确定性干扰存在时, 线性控制方法的性能将显著降低.

近年来, 基于非线性控制的方法在临近空间飞行器控制中得到了广泛应用. 常见的非线性控制方法包括滑模控制 (Yang L & Yang J 2011, Yan et al. 2019, Qu et al. 2024)、反馈线性化 (Sieberling et al. 2010)、自适应控制 (Ma et al. 2023, Li Y et al. 2021)、反步控制 (Kanellakopoulos et al. 1992) 等.

滑模控制及其改进是临近空间飞行器姿态控制中应用较广泛的鲁棒控制方法之一. 传统滑模控制通过切换控制律将系统状态约束在滑模面上, 对匹配不确定性具有完全鲁棒性, 但切换控制带来的抖振问题限制了其实际应用. Yang L 和 Yang J (2011) 提出了非奇异快速终端滑模控制方法, 通过设计非线性滑模面实现有限时间收敛, 同时避免了传统终端滑模的奇异性问题. Yan 等 (2019) 针对变后掠变构型飞行器, 提出了自适应超螺旋滑模控制方法, 利用高阶滑模技术有效削弱了抖振现象, 同时保持了对气动参数变化的鲁棒性.

反馈线性化与动态逆方法通过模型逆变换将非线性系统转化为线性系统, 从而简化控制器设计. 然而, 传统的非线性动态逆方法对模型精度要求极高, 模型误差会直接影响控制性能. Sieberling (2010) 等提出的增量非线性动态逆方法通过利用传感器测量的角加速度信息, 仅需要控制效率矩阵而无需完整的气动模型, 显著提高了对模型不确定性的鲁棒性, 适合气动参数快速

变化的临近空间飞行环境.

自适应控制是一种为处理系统模型不确定性等而提出的控制方法, 主要包括间接自适应控制和直接自适应控制两类. 间接自适应控制主要通过未知参数进行估计并结合其他控制器方法, 将估计信息带入到相应的控制器中完成对控制器的设计; 直接自适应控制主要直接针对系统设计合适的控制律和控制参数更新律来完成对控制器的设计. Ma 等 (2023) 针对高速飞行器在执行器故障情况下的姿态跟踪控制问题, 提出了一种自适应补偿方案. Li Y 等 (2021) 针对高速飞行器跟踪控制问题提出了一种考虑输入量化和故障的模糊自适应控制方案.

反步法是一种以递归为设计思路的控制方法, 将复杂的非线性系统分解为多个子系统, 然后从最远离实际控制输入的子系统开始, 逐步为每个子系统的虚拟控制量设计稳定函数, 并“反向”递推, 最终合成一个能保证全局稳定性的实际控制律 (Kanellakopoulos et al. 1992). Sun 等 (2014) 提出了一种与非线性扰动观测器相结合的反步法来实现高速飞行器的自抗扰控制. 反步法在系统的稳定性证明上理论严格, 同时设计灵活, 但在针对高阶非线性系统时, 会因为虚拟控制量的求导而出现“微分爆炸”问题, 因而出现了采用一阶滤波器处理代替虚拟控制量求导的方法, 即动态面控制.

从以上方法可以看出, 针对环境扰动与系统多源不确定性, 非线性控制方案首先强调通过控制律本身的结构特性来抑制不确定性和扰动的影响; 进一步, 通过扰动观测器或状态估计器获取不确定性和扰动的估计值, 然后在控制律中进行前馈补偿, 从而能够主动抵消扰动影响, 在保证鲁棒性的同时提高控制精度. 随着计算机性能及人工智能的进一步发展, 智能技术与先进控制理论相结合的智能控制方法逐渐开始被应用于临近空间飞行器的姿态控制当中.

5.4 智能控制与自主决策

随着临近空间飞行任务复杂度和自主化需求的不断提高, 传统依赖精确动力学模型与预先设计控制律的飞行控制方法在复杂环境下逐渐面临一定局限. 临近空间飞行器在飞行过程中, 不仅需要在强非线性、强耦合以及多源扰动条件下保持稳定飞行, 还需要在动态任务环境中具备一定程度的自主规划与决策能力. 因此, 融合人工智能与自主系统技术, 构建具有自主感知、规划与决策能力的智能飞行控制体系, 已成为临近空间飞行器控制技术的重要发展方向.

人工智能与先进控制理论的结合是近年来的研究热点. 基于智能学习的控制方法利用机器学习算法从数据中学习系统动态和最优控制策略, 从而减少对精确模型的依赖. Cheng H 等 (2025) 面向复杂的吸气式高超声速飞行器提出了基于强化学习优化的反步控制方法, 将扰动观测器与深度强化学习相结合, 利用强化学习在线优化反步控制器参数, 在保证扰动补偿效果的同时实现了控制性能的自适应优化. 神经网络自适应控制通过神经网络在线逼近未知非线性函数, 实现对系统不确定性的自适应补偿. Lin 等 (2022) 提出了基于双网络架构的自适应控制方法, 利用两个神经网络分别学习系统的正向动态和逆动态, 通过迭代学习算法保证了网络权值的收敛性, 实现了对高超声速飞行器复杂非线性特性的自适应补偿. 该方法的优势在于无需精确的气动模型, 但需要满足持续激励条件以保证参数收敛. 面向高超声速飞行器姿态跟踪任务, Qu 等 (2025) 进一步提出利用经验回放技术增强神经网络自适应控制的激励条件, 通过重复利用历史

数据加速学习过程, 并采用数据选择策略优先选择样本稀疏区域的数据, 有效缓解了学习奇异性问题, 提高了自适应控制在快速机动过程中的性能. 近期, 胡海岩、黄锐教授团队 (Zou Q et al. 2026) 通过系统非线性动力学预测与自适应控制方法, 实现了图 18 所示飞翼布局无人机的刚-弹耦合颤振抑制, 首次将该类型飞行器的临界飞行速度提升 62.5%. 这些研究表明, 将先进控制理论与智能算法相结合, 能够充分发挥两者的优势, 为临近空间飞行器控制提供新的解决思路.

轨迹规划是自主决策体系中的关键环节, 其面临三大挑战: 强非线性动力学、严格的状态/热/姿态约束, 以及受限算力下的高实时性要求. 传统的间接法与直接法无法适应这些需求, 近年来, 序列凸规划 (Sequential Convex Programming, SCP) 方法因其无需二阶信息、计算效率高且易于处理复杂约束的特性 (Diehl & Gros 2011), 已成为轨迹优化领域中替代传统非线性规划方法的重要方案 (Malyuta et al. 2022, Messerer et al. 2021). Liu X 和 Lu P (2014) 的研究为利用凸优化求解非凸最优控制问题奠定了重要基础, 在航天器交会抵近、有限推力轨道转移和火箭发射上升等场景中得到了应用. Mao 等 (2016) 提出 SCvx 方法, 通过线性化非凸动力学并引入虚拟控制与信赖域机制, 奠定了非凸最优控制向凸子问题转化的基础. Sagliano (2018) 针对动力下降与着陆问题, 将伪谱法与 SCP 结合, 提升了离散化精度与收敛速度. Bonalli 等 (2022) 针对连续时间最优控制问题提出了统一分析框架, 利用非光滑增广拉格朗日凸化技术实现了通用化的轨迹优化求解. Oguri (2023) 提出了一种基于增广拉格朗日项的 SCP 方法, 通过方法设计显式提供了非凸问题的可行性保证. 近期, Xie (2025) 等进一步提出了高维价值函数 SCP 方法, 通过“先可行后最优”的策略, 解决了实时轨迹优化中罚函数调参困难及收敛性波动的问题, 在探月舱的再入轨迹优化场景中验证了所提算法的有效性和鲁棒性.

任务级自主决策是实现长期自主运行与复杂任务切换的核心能力, 涵盖任务分解、任务规

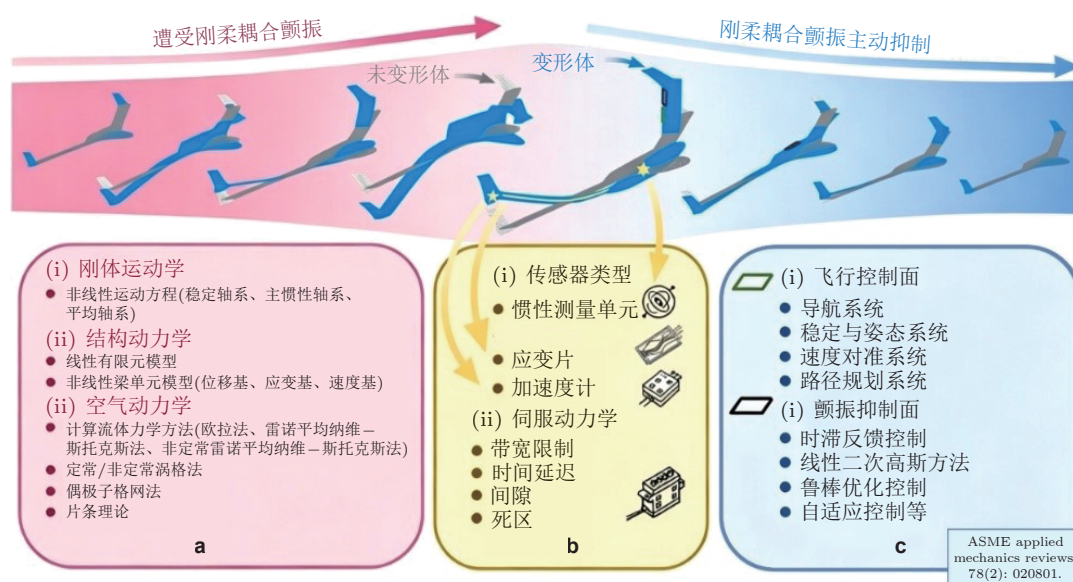


图 18

飞翼布局飞行器刚-弹耦合颤振抑制的智能控制策略 (Zou Q et al. 2026)

划与调度、资源管理以及在线重规划等功能. 现代航天自主系统通常采用“感知—规划—决策—执行”的分层架构, 其中任务级决策在高层目标与底层控制之间承担策略选择与任务管理的桥接作用 (Nesnas et al. 2021). 工程上, 经典航天任务规划体系包含任务规划、调度、资源分配与约束处理等模块; 例如, NASA 等机构在航天任务自动化管理方面的工程经验, 为实现可靠的航天自主决策系统提供了重要参考 (Jones et al. 1993). 从技术路线来看, 现有研究大致可分为三类: 一类是基于符号推理与优化的规划方法, 如层次化任务网络 (Hierarchical Task Network, HTN)、约束满足与混合整数规划等, 这类方法具有良好的可解释性和可靠性, 适用于资源受限与约束复杂的航天任务场景 (Zhang & Lyu 2024); 第二类是近年来快速发展的数据驱动方法, 例如基于强化学习和部分可观测马尔可夫决策过程 (Partially Observable Markov Decision Process, POMDP) 的决策模型, 这些方法在处理复杂环境不确定性和在线策略优化方面展现出潜在优势 (Harris et al. 2019); 第三类则是结合规划方法与学习算法的混合决策框架, 通过利用符号规划保证系统安全性与可验证性, 同时利用学习算法提高策略优化能力, 被认为是未来航天任务自主决策的重要发展方向 (Zhang Z et al. 2023).

6 材料与结构: 热结构与多场耦合

临近空间的极端大气环境条件, 以及高超声速飞行所带来的极端气动环境, 对临近空间高超声速飞行器的材料、结构设计提出了极高的要求, 这些环境条件对飞行器的结构负载, 表面热流, 以及自身振动与噪声方面均会造成不同程度的影响, 同时由于飞行器不同几何位置以及结构所面临的环境条件具有差异, 必须根据不同环境条件采用针对性的技术方案.

6.1 临近空间环境与结构负荷

6.1.1 气动热载荷与极端温度环境

热载荷是临近空间飞行器结构设计面临的首要挑战, 在不同飞行速域下呈现不同的特征. 当飞行器以高超声速飞行时, 以气动压缩和摩擦为代表的高焓气体动力学造成了飞行器表面的极端环境条件: 钝头上游激波产生的极高阻力和热通量 (Mahulikar 2005); 高超声速带来的极高总温 (超过 3000K) (Ye et al. 2025); 极端热梯度 (1cm 距离内从 $-170\text{ }^{\circ}\text{C}$ 到 $3000\text{ }^{\circ}\text{C}$) (Peters et al. 2024); 以及气体电离产生的破坏性等离子体 (Glass 2008, Chen S Y 2020) 等. 此外, 高超声速飞行过程中, 由于壁面高温环境下气体分子振动激发、离解甚至电离, 此时气体特性不再遵循完全气体条件, 即所谓的高温真实气体效应 (Anderson 2019, 周凯 等 2020), 同时, 边界层内的原子、离子成分在壁面材料的催化下发生化学反应并释放大量热量, 即壁面催化效应, 该效应对壁面附近的气体组分和能量分布具有不可忽视的影响 (Goulard 1958, Ingeri 1966).

6.1.2 气动机械载荷与环境扰动

高超声速飞行器由于极高的飞行马赫数, 其结构需要承受极高的动压, 同时, 由于飞行器需要同时满足高超声速巡航与下压落地两种任务需求, 其承受的动压范围变化较大, 飞行器结构涉及需要兼顾不同的情况. 在飞行器下压落地段, 一个显著的例子便是随着飞行高度降低, 空气密

度增大, 飞行动压急剧增大, 飞行器舵面铰链力矩也随着急剧增大, 对伺服机构的驱动能力带来了挑战, 制约了舵偏角的可用偏转范围, 使飞行器姿态控制能力降低 (叶友达 等 2018). 此外, 第二章展示的临近空间内大气风场内存在极夜急流等显著的时空变化特征以及相对于平流层以下更大的风速为飞行器结构带来了复杂的非定常机械载荷, 且风场带来的载荷与气动热环境发生耦合, 为飞行器结构载荷带来难以预测的挑战. McNamara 等 (2008) 的气动热弹性研究表明, 高马赫数飞行产生的气动加热会导致结构材料模量下降及热应力积聚, 使得结构的颤振边界降低近 40%, 且极易在风场阵风激励下发生热屈曲或气动弹性失稳. 此外, 针对高超声速来流环境参数的不确定性, West 等 (2014) 的基于灵敏度分析和多项式混沌展开的多步不确定性量化方法为这类不确定性扰动问题提供了解决思路, 对大气风场扰动下的结构设计可靠性评估具有参考意义.

6.2 超高温材料与先进热防护技术

当飞行速度进入高超声速流域时, 飞行器外部气动流场的主导物理机制发生根本性转变, 即从低速下的空气动力学主导转变为气动热力学主导 (Mario et al. 2025). 在此极端服役环境下, 飞行器面临严峻的“热障”挑战.

从气动加热机制分析, 超高速气流在飞行器前缘及驻点处发生剧烈压缩, 动能高效转化为热能, 导致激波层内气体出现热化学非平衡解离甚至电离 (Sidor et al. 2025). 研究表明, 对流换热量与飞行速度的三次方成正比, 而辐射换热量则与速度的八次方成正比. 这种非线性的能量激增使飞行器驻点热流密度可达数十兆瓦每平方米 (量级远超太阳辐射), 并在约 1 cm 的极短物理距离内产生从 $-170\text{ }^{\circ}\text{C}$ 至 $3000\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的极端温度梯度. 此外, 高达 $10^5 \sim 10^7\text{ Pa}$ 的驻点压力以及气体解离产生的强腐蚀性等离子体环境, 进一步加速了传统材料的氧化烧蚀与机械剥蚀 (Mario et al. 2025).

鉴于此, 传统高温合金及早期的厚重烧蚀隔热层已无法满足现代高超声速飞行器对“长航时、高升阻比外形维持、可重复使用”的苛刻要求 (Sidor et al. 2025). 热结构 (Hot Structures) 与热防护系统 (Thermal Protection System, TPS) 的设计理念正在发生范式转型: 从传统的“被动隔热冷结构”转向兼具承载与防热双重功能的“一体化热防护结构”. 因此, 研发兼具超高温耐受、抗氧化、轻量化与高承载能力的新一代热防护材料, 不仅具有重要的学术探索价值, 更是保障国家空天安全、突破相关技术瓶颈的关键要素 (Zhang Y 2025).

6.2.1 热结构与热防护系统

近十年来, 热结构与热防护系统在超高温材料合成、大面积一体化结构拓扑设计以及多场耦合主动冷却三个方向取得了显著进展. 超高温陶瓷 (Ultra-High Temperature Ceramics, UHTCs) 主要指熔点超过 $3000\text{ }^{\circ}\text{C}$ 且能在 $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上富氧环境中保持热力学稳定的难熔陶瓷 (通常为第 4-5 族过渡金属的硼化物、碳化物或氮化物), 是制造尖锐前缘的关键材料. 通过微观杂化与纤维强化机制规避纯 UHTCs 的固有脆性风险, 是目前该领域研究取得的重要进展. 其中具有代表性的工作是在超高温陶瓷基体改性碳/碳复合材料 (Carbon/Carbon-UHTC, C/C-UHTC) 复合

材料制备方面,通过前驱体热解法实现 HfC 纳米线的原位生长,显著提升了材料在 2300 °C 以上的抗烧蚀性能 (Hu F et al. 2025). 此外, NASA (Goldsby 2024) 研发的连续纤维增强陶瓷基复合材料 (Ceramic Matrix Composites, CMC) 通过结合抗蠕变纤维、3D 编织架构及混合浸渍工艺,大幅提升了推进系统与机身结构的耐久性. 西北工业大学研究团队在 $\text{HfB}_2\text{-SiC-TaSi}_2$ 涂层体系中揭示了一种自修复机制,当材料在热应力下产生微裂纹时,体系中的 TaSi_2 能够与渗入的氧气发生原位化学反应,生成液态硅酸盐玻璃相. 该液相能够迅速流入并封闭裂纹通道,阻止氧气向基体深层扩散. 这一机制在 2000 °C 以上的超高温环境中依然能够稳定触发,从理论上实现了飞行器长航时飞行中自主修复热结构损伤的能力 (Hou et al. 2025).

在材料体系设计方向,人工智能与机器学习展现出显著优势. 北京科技大学与航天材料及工艺研究所的研究团队利用机器学习原子间势 (Machine Learning Interatomic Potentials, MLIP) 模拟技术进行高通量筛选,成功在铪-钽-碳-氮 (Hf-Ta-C-N) 体系中确立了 4431 K (约 4158 °C) 的熔点新纪录. 这一发现揭示了氮合金化通过增加熔化焓、降低液相熵来提升熔点的热力学机制 (Stewart 2026). 针对高超声速飞行器减重需求,宾夕法尼亚州立大学开发出包含 9 种阳离子的多孔高熵二硼化物 (9-cation Porous High-entropy Diboride, 9PHEB). 该材料利用多元素混合产生的“构型熵混沌”获得晶格稳定,在 2000 °C 时仍保持高抗压强度,且其 50% 的孔隙率显著降低了材料密度,实现了减重/防热一体化. 此类高熵陶瓷通过最大化构型熵,在氧化初期形成致密且稳定的多相氧化物保护膜,构筑了高效的氧化防御体系. 然而,风洞实验表明,在马赫数 10 以上的真实环境中,极端驻点压力、强气流剪切及等离子体环境显著改变了氧化动力学路径. 多相复合氧化物因微观热膨胀系数失配,在宏观气动剪切应力作用下极易发生层间开裂与机械剥蚀 (Spallation),导致基体失效. 这种实验观测与飞行数据之间的偏差,凸显了现有静态/稳态热力学表征手段在模拟高超声速动态气动剪切与非平衡氧化动力学耦合效应方面的局限性.

针对机身迎风面与推进剂贮箱,承载防热一体化系统 (Integrated Thermal Protection System, ITPS) 采用夹芯结构 (如 C/C-SiC 夹芯板) 同时实现了载荷传递与热流阻断 (李世斌等 2023, Chen S Y. 2020). 为解决连接腹板引起的“热短路”及局部热屈曲问题,研究者引入了双尺度拓扑优化框架:在微观尺度上对多孔单胞进行几何构型优化,最大限度延长热传导路径并抑制辐射;在宏观尺度上根据气动载荷分布特征优化材料密度. 这种跨尺度策略使 ITPS 的隔热性能与结构刚度同步提升约 50% (Xu Q et al. 2021a).

在先进制造领域,基于 3D 打印的超材料 (Metamaterials) 表现突出. 研究人员受贝壳双层微观结构启发,开发了具有“两面神” (Janus-like) 特征的双金属超材料,利用材料间的刚度差实现热应力下的载荷重定向 (Dong Z et al. 2026). Tang 等 (2025) 利用立体光刻 (Vat Photopolymerization) 3D 打印技术制备的三重周期极小曲面碳化硅 (SiC) 陶瓷,展现出非凡的热阻性能:如图 19 所示, Schoen Gyroid (SG) 拓扑结构能够通过复杂三维孔隙网络均化辐射热点, Schwarz Diamond (SD) 结构则凭借零平均曲率特征,在提供结构支撑的同时最大限度阻碍声子输运,使固体热传导降低至几何构型的理论下限.

尽管临近空间高超声速飞行器热防护材料与一体化热结构领域已取得了前述一系列标志性

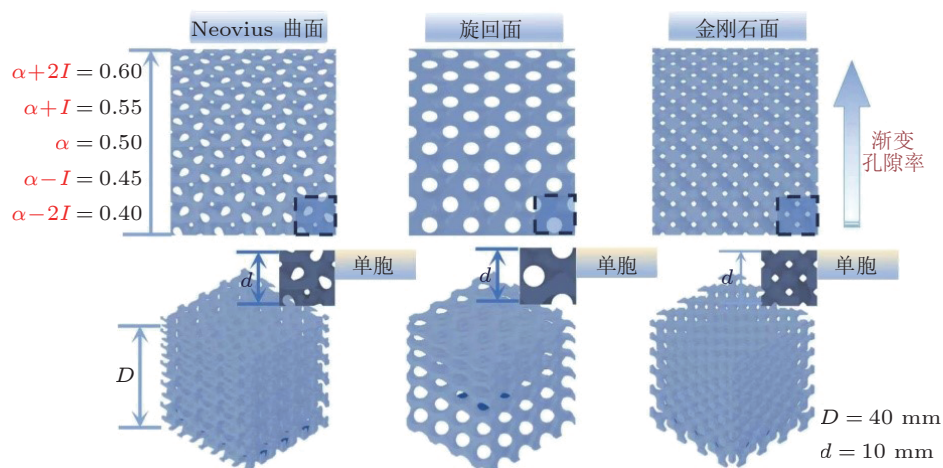


图 19

超高精度的光固化 3D 打印技术构建出结合了 Schoen Gyroid 与 Schwarz Diamond 拓扑的 SiC 陶瓷架构, 材料微结构呈现了梯度孔隙率分布 (Gradient Porosity) 及“棋盘式”(Checkerboard) 层级设计 (Tang et al. 2025)

成果, 但在推动其从“实验室机理探索”向“工程化服役验证”转化过程中, 该领域在理论深度支撑、制造工艺链条及验证评估体系等方面仍暴露出亟待填补的关键空白与证据薄弱环节. 首先, 现有关于 UHTCs 和 CMCs 的氧化烧蚀数据多基于分钟级的短时测试, 而真实飞行剖面可能长达一小时以上. 在极长航时条件下, 气动加热、热传导、热变形与材料氧化之间存在显著的非线性耦合作用. 不均匀热膨胀引发的气动外形微变 (热变形) 会反向改变激波位置与表面热流分布 (气动-热-结构紧耦合). 现阶段分析多采用单向解耦输入, 缺乏对长航时热变形如何影响轨道控制与全局安全的系统认知 (桂业伟 等 2020). 其次, 超高温陶瓷面临严峻“尺度放大”的工艺挑战. 现有的实验室制备手段 (如激光辅助快速合成 HfC、高通量磁控溅射致密化 SiC 薄膜等工艺) 多局限于厘米级小样品的制备, 难以直接转化为米级大型复杂构件 (如飞行器整流罩、机翼前缘等). 高熔点材料在烧结过程中的孔隙与微裂纹控制仍是工程化瓶颈. 最后, 针对具有“相变自愈”或“动态流固耦合”特征的新型防热系统, 目前缺乏共识的加速寿命评估体系与认证框架, 导致许多高性能材料长期处于低技术成熟度阶段.

6.2.2 主动热管理与冷却技术

飞行器热防护系统不仅涉及热防护材料自身的设计和开发, 其作为系统工程, 还需要综合应用各种热管理和冷却技术, 从而在极端热环境下确保飞行器结构的完整性和内部设备的工作稳定性. 目前广义上讲, 热防护系统主要分为被动式、半被动式和主动式三类 (Peters et al. 2024, Justin et al. 2020, Zhu et al. 2018, 陈忠灿 等 2024), 各自适用于不同的任务场景. 被动热防护依赖隔热瓦、陶瓷基复合材料或烧蚀材料, 通过低导热或自身相变吸热来阻挡热量传入, 技术成熟且无需额外能源, 但重量大且不可重复使用, 仅适用于短时再入或低热负荷任务. 半被动系统引

入热管或环路热管, 利用工质相变的高效传热特性将局部热点热量快速扩散至大面积辐射散热, 适用于中等热流密度且对温度均匀性要求高的区域. 然而, 对于长航时、高热流的临近空间高超声速飞行, 被动与半被动手段已触及性能极限, 必须采用能够主动移除热量并具备能量管理能力的主动热防护系统, 以确保持续的结构完整性.

主动热管理与冷却技术是当前高超声速飞行器的核心研究方向, 主要包括再生冷却、薄膜冷却和发汗冷却 (Fusaro et al. 2022, Liu Y et al. 2010, Naved et al. 2023, Zhu et al. 2018, 陈忠灿等 2024, 沈斌贤等 2022, 李昊炜等 2022, Goynes et al. 2006, Bunker 2005, Huang et al. 2015, Xu et al. 2021b, 向树红等 2020), 其技术原理如图 20 所示. 再生冷却利用飞行器携带的碳氢燃料作为冷却剂, 流经机身前缘及发动机壁面内的微通道, 吸收气动热及内部燃烧热; 燃料在高温下发生的吸热裂解反应可提供巨大的化学热沉, 不仅有效降低了发动机内部热源温度, 还预热了燃料以提升燃烧效率, 实现了热防护与推进的一体化. 薄膜冷却通过在壁面缝隙注入低温气体或燃料, 形成连续的保护气膜, 隔绝高温主流与壁面接触, 特别适用于激波干扰强烈的复杂区域. 发汗冷却则利用多孔介质壁面渗出冷却剂, 形成更稳定、高效的气膜保护层, 具有极高的冷却效率和抗热冲击能力, 被认为是一种极具潜力的主动热防护技术.

最具颠覆性的研究进展是电子发汗冷却 (Electron Transpiration Cooling, ETC) 概念的提出与模型化. ETC 系统利用“热离子” (Thermionic) 材料在极端高温下的电子发射效应. 当热离子材料置于飞行器最热的驻点时, 其表面会发射出携带巨大动能的电子流, 直接将热能转化为电能

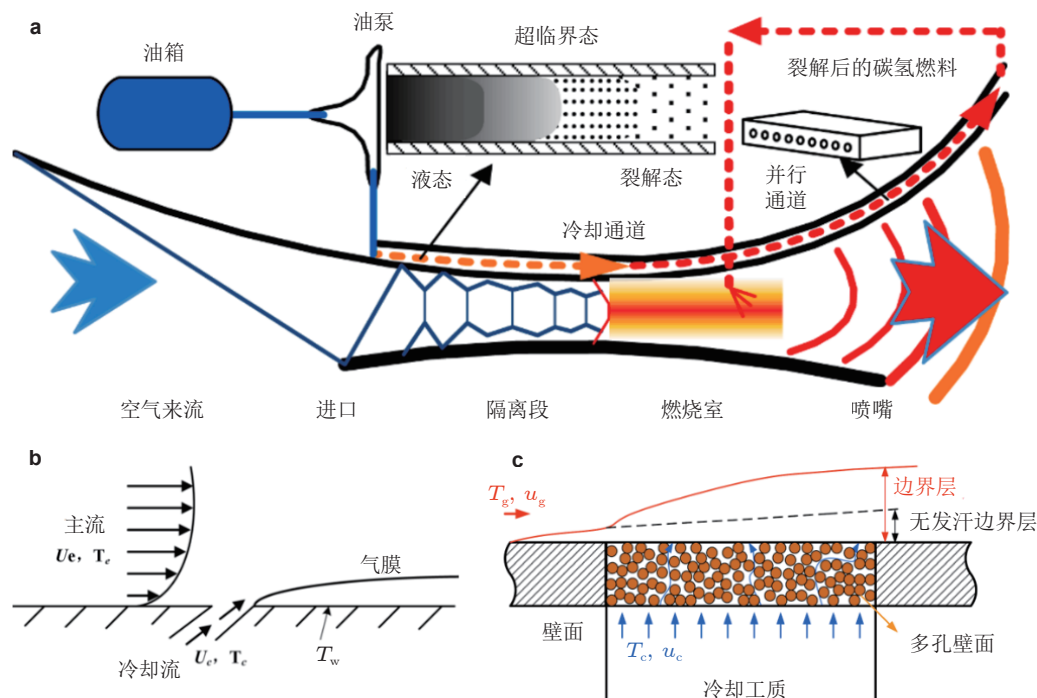


图 20

高超声速飞行器主动热管理与冷却技术及其原理: (a) 再生冷却 (Xu Q et al. 2021b); (b) 薄膜冷却 (向树红等 2020); (c) 发汗冷却 (Huang et al. 2015)

从驻点剥离. 通过构建闭环的机载电路, 这些电子被引导至机身后方较冷区域重新注入流场或存储于电池中. 最新的多场耦合模型首次实现了对该系统各组件性能的定量测算, 证实 ETC 不仅能有效降低局部极端温度, 更能将废热转化为可供飞行器电子设备使用的电力, 为热管理提供了全新的能量维度 (Ni et al. 2022).

相比之下, 气球与飞艇等低速临近空间飞行器不存在气动加热问题, 其热管理核心在于应对巨大的昼夜温差引起的浮力波动与材料疲劳 (王晓亮和谢炜程 2020, Alam et al. 2023). 白天强烈的太阳辐射导致囊内气体膨胀超压, 夜间深冷背景辐射则引起气体急剧收缩掉高. 因此, 其热控技术侧重于辐射平衡与浮力维持: 采用低太阳吸收率、高红外发射率的特殊涂层以减小白天的温升; 利用多层隔热材料减缓夜间的热量散失; 引入相变材料作为“热电池”, 白天吸热熔化、夜晚放热凝固, 从而平滑昼夜温度曲线 (Alam et al. 2023). 先进的平流层飞艇通过采用主动热管理技术 (Zheng et al. 2019), 在夜间补偿热量损失以维持恒定高度. 虽然技术路径与高超声速飞行器截然不同, 但二者共同构成了临近空间复杂环境下的热控制关键技术版图.

6.3 噪声与振动问题

临近空间内大气环境参数 (大气密度、温度与压力等) 随高度呈现显著变化, 高超声速飞行器在该环境中运行时将承受极端复杂的气动噪声激励. 由于马赫数高、流动压缩性强以及流场不稳定等因素, 该噪声具有显著的高强度和不确定性特征. 现有研究表明, 高超声速飞行器的噪声源包括激波、边界层扰动、发动机喷流等多种激励, 并且由此导致的局部脉动压力呈现出宽频随机特性, 在极端飞行工况下总声压级甚至超过 170 dB (邹学锋等 2020). 如此高强度的声环境不仅会诱发结构振动与疲劳问题, 同时对机载精密仪器与敏感结构单元构成严峻挑战.

高超声速飞行器的气动噪声载荷与极端气动热环境呈现出强耦合特征, 并与飞行器结构形态变化产生显著的相互作用. 例如, 在极端热环境下, 飞行器表面材料在热应力作用下发生弯曲或局部变形, 使结构刚度发生改变, 同时结构在外部极端气动噪声激励下极易激发出多阶模态振动, 从而诱发断裂、屈曲、跳变等问题, 并呈现出复杂的非线性动力学响应 (刘聪和吴臣武 2022). 随着飞行器结构轻量化程度不断提高, 热环境导致的刚度退化与高频声激励叠加, 已成为高超声速结构动力学研究的重要前沿方向. 此外, 气动噪声作为外部扰动源, 对高超声速边界层转捩具有显著影响. 当前在高超声速领域, 用于表征来流扰动时流场品质的指标是来流噪声而非传统的湍流度 (袁湘江等 2020). Estorf 等 (2008) 通过实验测量发现了高超声速风洞内噪声环境下尖锥测试模型表面第二模态波幅值比静音环境高出约 450 倍, 并存在显著的宽频特征; 袁湘江等 (2020) 从理论上推导了噪声声压级与声致湍流度之间的关系, 为高速流动转捩预测模型的建立和噪声与湍流度一致性研究奠定了重要的理论基础.

从噪声源的空间分布角度, 高超声速飞行器噪声可划分为外部噪声与内部噪声两类. 两类噪声在形成机理、传播路径及影响范围上存在明显差异, 相应的控制策略也呈现不同研究重点. 外部噪声主要来源于飞行器与高速流场之间的相互作用, 其核心激励包括激波结构、边界层压力脉动以及尾迹涡旋等气动物理过程. 激波噪声属于最典型的外部噪声形式, 当激波与边界层发生相互作用 (Shock-Boundary Layer Interaction, SBLI) 时, 飞行器表面会形成局部高强度噪声区,

从而显著增强结构表面的脉动压力. 随着飞行马赫数增加, 边界层由层流向湍流转捩的过程中伴随大量能量释放, 形成强烈压力脉动. 陈坚强等 (2017) 与杨武兵等 (2018) 的研究指出, 高超声速边界层转捩不仅是气动噪声产生的重要来源, 同时也是影响飞行器气动稳定性的关键问题. 在强噪声环境中, 边界层稳定性显著降低, 第二模态波的增长速度明显加快, 从而促进转捩过程的提前发生. 针对这一问题, 多孔壁面、微结构涂层等气动表面设计方法已被用于抑制第二模态波增长, 从而实现对噪声源的气动调控 (陈坚强等 2017). 内部噪声主要由外部气动噪声通过机体结构传递至舱内空间而形成, 其传播特性受到结构传递函数及声振耦合机制的共同影响. 张国军等 (2013) 通过结构噪声致振试验发现, 尽管外部气动噪声在频域上表现为宽带随机分布, 但机体壳体的模态过滤作用会使进入舱内的噪声响应集中在少数低阶结构模态附近. 由此导致的低频结构振动往往成为内部噪声的主导因素. 强烈的内部声振环境会显著降低机载设备的可靠性. 张卫红等 (2011) 在高超声速巡航飞行器研制过程中总结了多种典型故障模式, 其中包括由声振耦合导致的结构疲劳、电子设备失效以及管路系统破坏等问题. 高强度声振载荷还容易引起管路接头松动或断裂, 从而影响系统安全性.

临近空间飞行器在服役过程中通常处于热-流-固-声多场耦合环境中. 高速飞行产生的气动加热与宽频脉动压力共同作用于结构, 引发热颤振与热声疲劳等复杂动力学问题. 国家自然科学基金委员会在 2017 年指出, 热-流-固-声耦合分析已成为该领域的关键研究方向 (杜善义等 2017), 对飞行器结构设计提出了兼顾轻量化、高可靠性及低振动噪声水平的更高要求. 此外, 气动加热导致结构刚度下降、材料性能退化, 传统的常温阻尼材料会失效, 热应力会改变结构固有频率. 因此, 临近空间飞行器表面脉动压力频带宽 (从几赫兹到上万赫兹), 胡海岩院士团队 (Zou Q et al. 2026) 突破了刚-弹耦合颤振抑制策略及刚-弹耦合颤振抑制飞行试验技术, 目前主要通过声学超材料、智能材料、多功能结构一体化等设计方法进行临近空间减振降噪. 声学超材料主要包括负刚度/负密度超材料、声子晶体, 能够实现特定频段 (1-10 kHz) 降噪 10-15 dB, 轻量化优势显著. 智能材料设计方法通过嵌入式压电片、压电纤维复合材料, 能够宽频 (0-1 kHz)、高精度控制, 实现空间结构微振动抑制.

为了准确评估飞行器在极端声环境中的服役性能, 高保真度地面试验技术逐渐成为研究重点. 杨澜等 (2018) 指出, 环境适应性是高超声速飞行器的重要质量特性之一, 必须通过严格的噪声环境试验进行验证. 目前常用试验手段包括混响室声场试验、行波管试验以及高能级随机振动试验等, 用于模拟真实气动噪声载荷. 在数值分析方面, 统计能量分析 (Statistical Energy Analysis, SEA) 方法被广泛应用于高频随机噪声环境预测, 通过建立闭环虚拟噪声试验系统, 可在数字化研制阶段识别潜在结构风险并优化结构设计.

6.4 结构健康监测与数字孪生

极端的飞行条件对近空间飞行器的热防护系统及结构强度提出了严峻挑战. 近空间飞行器涵盖高超声速飞行器与浮空器 (热气球、飞艇等) 两大类, 二者服役环境虽有差异但同样恶劣: 高超声速飞行器需长期承受气动加热产生的高温、高压、强噪声及强辐射, 极易诱发结构表面及内部损伤; 而热气球和飞艇则需应对高空稀薄大气、剧烈温差及紫外辐射, 常面临材料老化、

气囊泄漏及结构变形等问题, 直接威胁浮空能力与任务持久性 (Annamdas et al. 2017). 鉴于传统地面无损检测不仅耗时耗力、缩短服役周期, 还可能引入二次损伤, 因此基于机载传感器的结构健康监测 (Structural Health Monitoring, SHM) 技术应运而生. 该技术通过永久安装的传感器实现结构状态的在线感知, 并结合信号处理与人工智能算法, 对损伤诊断、寿命预测及飞行安全进行实时评估 (韩润奇 等 2025). 目前, SHM 技术按物理原理主要分为基于连续介质力学、弹性波、流体动力学及电磁原理等四大类 (刘青旭 等 2024), 各类具体技术与传感器特性如表 4 所示.

尽管现有技术已涵盖 SHM 的主要类别, 但针对临近空间飞行器的特殊需求, 单一手段往往难以满足要求, 新兴传感技术与多模态融合正成为研究热点. 在电磁与材料领域, 针对高超声速飞行器的高温环境, 除了传统的机电阻抗 (Electromechanical Impedance, EMI) 外, 碳纳米管 (Carbon Nanotubes, CNT) 及 MXene 等自感知复合材料展现出巨大潜力, 可实现结构一体化的应变与裂纹分布式监测, 且可有效减轻结构重量并提升耐高温性能 (Zhang Y et al. 2025). 在弹性波与视觉领域, 引导波与相控阵技术已趋成熟, 而对于飞艇气囊等大型柔性结构, 基于分布式光纤与机器视觉的非接触式传感器更具优势, 可精准捕捉表面变形与泄漏 (Ogunleye et al. 2024). 在流体动力学领域, 比较真空监测 (Comparative Vacuum Monitoring, CVM) 适用于局部微小损伤检测, 而针对浮空器, 则常辅以压力敏感涂层或无线传感器网络来追踪内部压力波动 (Wild et al. 2021). 此外, 为应对近空间的强辐射与振动干扰, 多模态传感器融合 (如压电与光纤结合) 被广泛应用, 通过同步捕获振动与热信号弥补了单一技术的局限性 (Broer et al. 2022, Qing et al. 2012).

表 4 结构健康监测技术分类 (刘青旭 等 2024)

物理原理	技术方法	主要传感器类型	适用范围	监测方式	原理简介
连续介 质力学	基于应变的方法	光纤传感器	中程	被动	通过测量结构在载荷作用下产生的应变变化, 反映结构内部受力与损伤状态
	振动法	加速度计	全局/局部	被动/主动	利用结构振动特性 (频率、模态等) 的变化识别刚度退化或损伤
	导波技术	压电材料 (PZT, 锆钛酸铅)	中程	主动	激励并接收在结构中传播的导波信号, 通过波形变化检测损伤
弹性波 传播	声发射 (AE, Acoustic Emission)	压电传感器 (PZT、AE探头)	中程	被动	监测材料内部裂纹扩展等释放的瞬态弹性波信号
	相控阵技术	压电阵列 (PZT阵列)	中程	被动/主动	通过多传感器阵列控制波束方向, 实现损伤定位与成像
	超声检测	PZT/激光超声	局部	主动	利用高频超声波在材料中的反射与透射特性检测缺陷
电磁学	机电阻抗法 (EMI)	压电传感器 (PZT)	局部	主动	利用结构机械阻抗变化引起的电阻抗变化识别损伤
	电阻抗层析成像	碳纳米管 (CNT) 掺杂材料	局部	主动	通过导电材料电阻分布变化重建结构内部损伤分布
	涡流检测	涡流探头	局部	主动	基于电磁感应原理, 通过涡流变化检测导电材料表面或近表面缺陷
流体力学	比较真空监测 (CVM)	带微通道的贴片传感器	局部	被动	通过监测密封微通道内压力变化判断裂纹扩展或泄漏

受限于复杂结构下的信号衰减及传感器布置难题,目前全尺寸飞行器的 SHM 系统尚不成熟,尤其是在数据对齐、抗干扰及降维处理方面面临挑战.为此,结合高保真物理模型与多源数据的数字孪生 (Digital Twin) 技术成为智能化发展的关键突破口.该技术利用深度学习算法构建结构状态的虚拟映射,实现在线参数优化与故障预测.例如, Dong Y 等 (2023) 利用数字孪生生成故障样本,开发多尺度残差自注意融合网络,显著提升了高超声速飞行器的故障诊断精度;黄蕾等 (2025) 构建了“飞参-载荷-寿命”模型,实现了关键部位剩余寿命的动态预测;Zou Z 等 (2026) 则建立了吸气式预冷发动机的全生命周期数字孪生框架.对于飞艇类飞行器,数字孪生同样被用于模拟气囊动态响应与故障演化 (Rawal et al. 2022).这些研究表明,数字孪生正推动 SHM 从单纯的“状态监测”向“预测性维护”跨越.

未来, SHM 技术的发展将受临近空间任务多样性与环境极端性的双重驱动,呈现出智能化、多物理场融合及标准化的趋势.随着机器学习算法的进步 (如 CNN 处理振动信号 (Scarselli & Nicassio 2025)), SHM 将具备更强的实时损伤识别与抗噪能力,从“事后诊断”转向“事前预警”,通过寿命预测模型提前干预以提升安全性 (Hassani & Dackermann 2023).同时针对复合材料的广泛应用,监测需求将扩展至热、机械、电磁等多物理场的同步追踪,而无线传感器网络与边缘计算的引入将有效解决大型飞艇的布线难题,降低系统维护成本 (Wild et al. 2021, Kosova et al. 2025).此外,开发通用的 SHM 框架及标准化测试床 (如 Joyce 等 (2018) 的设计) 对于促进技术从实验室向全尺寸应用的过渡至关重要.总体而言, SHM 技术的进步将推动临近空间飞行器运维模式由“反应式”向“预测式”的根本转变,显著提升运营效率与可靠性 (Yu et al. 2025).

7 临近空间环境与飞行器作用效应展望

7.1 大气环境与耦合效应建模的演进

临近空间环境受各种复杂因素的综合影响,不同的海拔高度、地理位置、时间均呈现出不同的特征,目前对于临近空间大气参数的研究方面,已经有许多精确度尚可且被广泛应用的成熟模型,例如 USSA-1976 模型, NRLMSISE 模型和 HWM 模型等.然而针对临近空间高超声速飞行器而言,其所承受的极端工况对大气参数的敏感性更强,同时,环境参数与飞行器各子系统之间互相耦合,呈现强烈的非线性效应.因此,对于临近空间高超声速飞行器而言,目前基于经验模型以及探测数据的大气模型在精度和时效性上尚有不足,对于此问题,未来可从两个方向进行研究,一是继续发展精度更高,预测更准确的大气模型,二是基于现有大气模型和最新实时大气数据,针对飞行器运行工况对模型进行适应性评估和修正以提供更加准确的参考.此外,目前对于临近空间大气环境和飞行器耦合效应的整体建模和评估方法研究较少,亟需联合多学科共同开展研究,深入解释大气环境参数与飞行器各子系统之间的耦合效应,并从总体的角度发展基于具体环境变化特征的高精度实时预测的环境评估范式,从而形成一整套从大气环境参数预测、飞行工况计算到环境-飞行器耦合效应的建模和评估方法,为未来临近空间高超声速飞行器设计和实验提供准确的参考,提高迭代速度.

结合上述总体发展方向提出分阶段研究建议路线:近期 (3-5 年),依托现有 NRLMSISE-00、

HWM14 等气象模型和探空数据积累, 发展针对特定任务剖面的大气参数修正与偏差量化方法, 初步建立覆盖密度、温度、风场等关键参数的不确定性传播模型, 并针对国家重大需求, 发展诸如典型高超声速巡航弹道和空天飞机再入返回走廊等任务剖面的快速偏差评估与修正方法. 中期 (5–10 年), 融合多源探测数据, 构建具有时空适应性的高精度临近空间大气动态模型, 实现关键环境参数的短期实时预测, 在此基础上发展基于飞行器多学科不确定性量化与鲁棒设计平台, 为高超声速飞行器的飞行包线优化提供参考. 长期 (10 年以上), 建立多时空尺度的临近空间数字孪生环境, 与飞行器数字孪生模型实时交互, 形成“环境感知、效应预测、飞行决策”的闭环耦合评估范式, 直接服务于针对临近空间各类飞行器的在线任务规划和轨迹调整.

7.2 高保真多尺度与多物理场模拟

高超声速飞行试验周期长、成本高, 以美国 X-51A 项目为例, 历时八年、耗费近 3.4 亿美元, 四次飞行试验中仅两次取得成功. 常规高超声速风洞在规模上占据优势, 但面对临近空间高温高焓及稀薄气体的复杂工况, 仍需具备针对性的实验平台. 在此背景下, 高精度数值模拟已成为开展气动优化与飞行器设计不可或缺的手段, 而其核心挑战在于如何处理由低密度引发的多尺度效应与由高温激发的真实气体效应. 在宽包线飞行过程中, 临近空间飞行器表面流场可能同时涵盖连续流、滑移流与过渡流等多种流动机制. 单纯依赖 N-S 方程或 DSMC 方法, 在实际工程应用中难以兼顾全流场的计算精度与效率. 发展 N-S/DSMC 耦合算法, 在连续流主导区采用 N-S 求解以提高效率, 在稀薄流或强非平衡区采用 DSMC 以保证物理保真度, 建立更精确的区域信息耦合和网格技术, 成为解决模拟跨流域问题的有效途径. 在高温真实气体效应方面, 经典的 Park 双温度模型对某些高超声速流动现象 (如激波脱体距离) 的预测仍存在一定局限. 后续提出了更为精细的多振动温度模型和态-态模型, 但分别面临计算资源需求过高和多维耦合技术尚不成熟等挑战, 因此仍需进一步研究更为精确且适用的模型方法 (高振勋 等 2023). 同时, 实际飞行中壁面烧蚀与气动热之间存在强烈的双向耦合, 高超声速飞行器将面临流/固/热/化学耦合的复杂流场环境, 其中的耦合作用机理由于地面实验能力和飞行试验数据有限, 并不清晰. 例如, 热防护材料烧蚀过程中, 内部热解气体注入到边界层内发生化学反应, 有可能会产生新的流动不稳定性, 从而导致新的转捩现象, 反过来又影响热防护载荷分布. 而且, 材料热解形成孔隙结构, 又有可能以声学超表面的形式抑制转捩. 这些流/固/热/化学耦合作用机理以及影响规律是下一步首要解决的科学难题. 近年来, 人工智能的发展突飞猛进, 如何借助人工智能的技术, 实现在多域多场耦合的复杂流动环境下, 智能识别影响热环境的主要影响因素, 并且针对性建立高效率、高保真的仿真模型, 是未来重点解决的科学应用问题. 此外, 针对新一代高超声速飞行器热防护智能化要求, 如何面向国产 CPU + GPU/DCU 混合架构, 开展机器学习和多层次性能优化, 构建软硬件一体的气动热载荷实时辨识和自适应降热技术, 也是下一步工作着重攻克的技术难题.

综上所述, 临近空间环境与飞行器之间并非简单的单向激励, 而是一个强非线性耦合系统. 在这一物理环境下, 单一维度的解耦分析难以支撑下一代飞行器的研制, 亟需建立气动、动力、控制、材料等多学科的深度交叉与协同设计体系, 从而为临近空间飞行器实现跨域机动、长航时与可靠运行提供更为坚实的技术基础. 面向国家重大需求如可重复使用空天飞机、高超声速

巡航飞行器等,建议开展以下分阶段路线:近期(3-5年),构建稳定高效的连续流和自由分子流气动计算方法,进一步完善高温真实气体效应模型并对高超声速典型气动问题开展验证,同时发展基于机器学习的流场特征识别与降阶建模方法,针对典型气动热环境建立快速预测代理模型,初步满足关键问题工程化应用.中期(5-10年),推动物理模型与数据驱动方法融合,建立具备不确定度量化和跨工况迁移能力的多场耦合智能仿真平台,初步实现关键部件的在线评估.长期(10年以上),构建“物理、数据”深度融合的自适应仿真体系,在全包线飞行中实现动态环境下的实时气动热预测与热防护系统闭环调控,支撑飞行器高自主性在线决策.

7.3 组合动力与跨域机动一体化设计

临近空间飞行器的典型任务通常同时具有宽速域、宽空域和强环境不确定性等特征,决定了未来动力系统不能再局限于单一发动机构型或单一设计点优化,而需要从任务需求、环境约束、飞行轨迹和推进模式协同匹配的角度开展组合动力与跨域机动一体化设计.第二章表明,临近空间大气平均特性决定了飞行器基本的飞行走廊:空气密度和压强随高度快速衰减,温度呈明显分层变化,这些因素共同限制了进气流量、可用动压、热管理边界以及不同推进方式的适用范围.因此,未来组合动力系统的发展,应从任务规划源头统筹飞行高度、马赫数分配、动压走廊和模态切换窗口,使动力方案选择与任务剖面设计在总体层面实现协同优化.

与此同时,临近空间飞行并非在平均大气条件下进行.飞行器在实际运行过程中常伴随持续爬升、加速、转弯、滑翔和跨域过渡,大气环境还会受到季节、昼夜、纬度和风场扰动等因素影响,使飞行状态长期偏离标称设计点.这种时空变化特征将进一步传递至进气道捕获能力、燃烧组织、推力输出和模态切换稳定性,导致组合动力系统在跨域机动过程中面临显著的非设计工况运行问题.未来研究需要突破“动力设计”与“轨迹设计”相分离的传统思路,发展面向非定常环境的动力—轨迹—控制联合优化方法,根据实时环境和飞行状态的变化动态调整爬升路径、加速节奏、推力分配和模式切换时机,从而在热载荷、结构载荷与控制约束下实现推进效率与机动性能的综合最优.

面向未来,组合动力与跨域机动一体化设计可重点围绕以下几个方向展开.近期(3-5年),应初步建立面向任务规划的飞行环境、推进系统与飞行轨迹协同设计方法,形成适用于不同任务场景的高度、速度与推进模态转换综合设计图谱.中期(5-10年),应发展动力系统与飞行控制系统的一体化设计理论,将推力调节、进气道/喷管调节、姿态控制和升降调配纳入统一框架,提升跨域过渡阶段对推力陷阱、进气道不启动和燃烧不稳定等问题的鲁棒抑制能力.长期(10年以上),应结合数字孪生、降阶模型、代理模型和在线辨识等技术,构建面向飞行全过程的环境感知、性能预测与健康管理体系,使飞行器能够根据环境变化主动重构工作状态,而非被动依赖标称飞行走廊,形成覆盖宽速域、可重复使用、高可靠性的高超声速推进系统以及组合动力系统,全面支撑空天往返和高超声速巡航等重大战略需求.总体而言,未来临近空间飞行器的动力设计将从以发动机构型为中心的局部优化,逐步转向以任务适应能力为中心的系统综合;跨域机动设计也将从预设轨迹下的参数匹配,发展为面向环境变化的在线协同重规划,这将成为临近空间飞行器总体设计的重要发展方向.

7.4 动力学与控制技术展望

临近空间飞行动力学具有非线性、高动态和强耦合的复杂特征. 临近空间飞行器的制导与控制技术经过数十年的发展, 已经取得了显著进展, 但面向未来更加复杂的任务需求和极端飞行环境, 仍存在诸多亟待解决的关键科学问题和技术挑战.

在跨域与宽速域制导方面, 未来的研究将呈现以下几个重要趋势. 首先, 多控制量协同制导将成为研究重点. 临近空间飞行器通常具备气动力调制、推力调节、质量调配等多种控制手段, 如何实现这些控制量的最优协同以满足复杂任务约束, 是极具挑战性的问题. 其次, 制导精度、适应性与机载算力之间的矛盾需要系统性解决方案. 第三, 高动态恶劣环境下的容错制导能力亟需提升. 临近空间飞行面临任务剖面及约束复杂、气动参数大幅变化、大气环境强不确定性等多重挑战, 发展具有主动容错能力的制导系统, 能够在线识别异常状态并自主调整制导策略, 是提高任务成功率的关键.

在强扰动与不确定性控制方面, 传统的线性化方法和基于标称模型的设计思路越发难以满足性能要求, 需要发展新的理论框架和分析工具. 一方面, 数据驱动与模型驱动相融合的方法将成为重要研究方向. 机器学习等人工智能技术在控制中的应用已初见成效, 但如何将数据驱动方法与物理模型、控制理论有机结合, 在保证性能的同时提供理论保证和可解释性, 是亟需解决的问题. 另一方面, 考虑多源不确定性的随机鲁棒控制方法需要进一步发展. 临近空间飞行涉及气动参数不确定、大气密度波动、传感器噪声、执行器故障等多种不确定因素, 如何在设计阶段系统考虑这些不确定性, 实现性能与鲁棒性的最优平衡, 是控制理论研究的重要课题.

围绕临近空间飞行器跨域机动、高超声速突防及自主长航时飞行等多样化任务, 控制、制导与自主决策技术需分阶段推进: 近期 (3-5 年), 针对临近空间高超声速飞行器发展自适应预测-校正制导, 增强对临近空间环境扰动的适应性, 改善跨域飞行的控制精度, 并在典型飞行器平台上开展硬件在环仿真验证, 初步评估智能控制算法在真实机载环境下的性能. 中期 (5-10 年), 突破气动和推进系统的协同工作和制导, 为跨域机动飞行任务提供更高精度控制, 并实现轻量化的机载智能控制架构, 在有限算力下实现实时规划和故障检测与恢复. 长期 (10 年以上), 构建感知-规划-决策一体化的自主任务管理系统, 推动控制系统与气动、动力、结构等子系统的耦合效应研究与工程协同设计, 从根本上提升整个自主飞行链路的“鲁棒性-安全性-算力适配-可验证性”的综合水平, 全面支撑未来空天往返、多域协同等高级自主飞行任务. 临近空间飞行器的智能控制与自主决策研究正朝着“鲁棒性-安全性-算力适配-可验证性”并重的方向发展.

7.5 新型材料与多功能热结构展望

临近空间高超声速飞行器在长时服役中面临极端气动热、强气动噪声及复杂机械载荷的严酷考验. 单一学科的技术突破已难以满足未来飞行器对极致轻量化、高可靠性和全包线适应性的需求. 未来, 针对临近空间飞行器的热结构与热防护系统研究, 必须打破传统学科壁垒, 从材料基因、智能制造、主动热管理及声振调控等维度展开深度交叉, 可重点聚焦以下几个发展方向.

针对临近空间高超声速飞行器长时服役中面临的极端气动热与材料热膨胀失配问题, 基于

“数据驱动”的材料基因组工程与连续梯度热防护结构 (Graded ITPS) 增材制造技术是未来的重要发展方向. 通过深度融合多尺度计算力学、机器学习与数字孪生技术, 构建超高温陶瓷及其复合材料的服役寿命预测模型, 可有效突破传统“经验试错型”的材料设计瓶颈; 同时, 利用多材料复合增材制造实现从外层耐高温陶瓷到内层承载金属的连续平滑过渡, 有望从几何与组分双重维度消除明确的物理界面, 大幅降低界面热传导损失与应力集中. 此外, 针对复杂多变的热载荷环境, 结合数字孪生与 AI 算法的自适应主动热管理技术 (如微通道冷却与相变储能协同), 将为系统热状态的实时监测与故障预警提供核心支撑.

针对强气动噪声与极端气动热耦合诱发的结构振动、疲劳损伤及设备可靠性问题, 面向热-流-固-声多场耦合的协同调控与多功能一体化降噪技术具有重要意义. 未来亟需建立考虑气动热效应与结构非线性的多场耦合动力学模型, 揭示复杂随机载荷诱发结构疲劳的关键物理机制. 在此基础上, 发展适用于高温环境的声学超材料与声子晶体设计方法, 结合智能压电材料的主动控制技术, 实现对宽频带声振能量的高效调控与抑制. 综上, 探索集隔声、隔振、隔热及承载功能于一体的材料-结构融合设计, 将成为突破临近空间飞行器“热障”与“声障”双重限制的必由之路.

基于上述展望, 面向临近空间高超声速飞行器以及可重复使用航天器对热防护和结构材料的需求, 提出以下分阶段研究建议: 近期 (3-5 年), 建立超高温材料如 CMC 的热力学性能模型, 发展低成本增材制造热结构技术, 提高热防护性能并降低制造成本. 中期 (5-10 年), 开发集成分布式传感器的结构健康监测系统, 实现结构损伤的在线监测, 并利用数字孪生技术建立结构寿命实时预测方法, 支撑可重复使用飞行器的维护. 长期 (10 年以上), 基于上述技术发展整套用于高超声速飞行器的自检测、自修复热防护系统, 充分利用电子发汗冷却、声学超材料等前沿技术, 推动热防护系统综合性能的发展以满足跨域飞行、重复使用、极端长航时等未来重大任务需求.

本文虽力求系统梳理临近空间环境对飞行器作用效应中的关键科学问题与技术进展, 但受限于领域广度与深度, 难免有所疏漏或不够详尽. 然而, 在临近空间技术快速发展的浪潮中, 越来越多的学者正聚焦于环境-飞行器耦合背后的关键基础力学问题研究, 在不懈的坚持与努力下, 必将为临近空间飞行器的总体设计、气动机理、动力系统、控制导航、热防护结构等核心技术突破奠定坚实基础, 推动临近空间装备迈向高质量、可重复、跨域机动的新阶段, 为实现空天一体战略、维护国家安全与科技前沿竞争力贡献力量, 助力构建一个自主、可靠、高效的空天融合发展新格局.

致谢 感谢国家自然科学基金项目 (12325206, 12441202, 12472124, U2241240) 对本研究的资助.

参考文献

- 蔡榕, 杨燕初, 姜鲁华, 等. 2025. 中国科学院高空科学气球研究进展. *遥感学报*, **29**(06): 1502-1514 (Cai R, Yang Y C, Jiang L H, et al. 2025. Research progress of high-altitude scientific balloons in Chinese Academy of Sciences. *Journal of Remote Sensing*, **29**(06): 1502-1514).
- 陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 2017. 高超声速边界层转换研究现状与发展趋势. *空气动力学学报*, **35**(03): 311-337

- (Chen J Q, Tu G H, Zhang Y F, et al. 2017. Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go. *Acta Aerodynamica Sinica*, **35**(03): 311-337).
- 陈洪波, 杨涤. 2006. 气动辅助空间交会最优轨道设计与闭环导引律. *航天控制*, **2006**(6): 17-22,26 (Chen H B, Yang D. 2006. Optimal Trajectories Design and Closed-loop Guidance Law Study for Aero-assisted Space Rendezvous. *Aerospace Control*, **2006**(6): 17-22,26).
- 陈坚强, 袁先旭, 涂国华, 等. 2023. 计算流体力学 2035 愿景. 北京: 科学出版社 (Chen J Q, Yuan X A, Tu G H, et al. 2023. Computational Fluid Dynamics 2035 Vision in China. Beijing: Science Press).
- 陈亮, 刘钝, 邓忠新, 等. 2014. 大气模型的适用性分析及应用研究. *电波科学学报*, **29**(4): 774-779 (Chen L, Liu D, Deng Z X, et al. 2014. Accuracy analysis and applicability of the atmosphere model. *Chinese Journal of Radio Science*, **29**(4): 774-779).
- 陈闵慷, 杜涛, 胡雄, 等. 2017. 北半球高空大气参数波动对临近空间飞行热环境的影响. *科学通报*, **62**: 1402-1409 (Chen M K, Du T, Hu X, et al. 2017. Effect of atmosphere parameter oscillation at high altitude in the northern hemisphere for near space hypersonic flight aerothermodynamic prediction. *Chinese Science Bulletin*, **62**: 1402-1409).
- 陈伟芳, 赵文文, 江中正, 等. 2016. 稀薄气体动力学矩方法研究综述. *气体物理*, **1**(5): 9-24 (Chen W F, Zhao W W, Jiang Z Z, et al. 2016. A review of moment equations for rarefied gas dynamics. *Physics of Gases*, **1**(5): 9-24).
- 陈曦. 2018. 高超声速边界层转换问题研究 [博士学位论文]. 北京: 北京大学 (Chen X. 2018. Study on hypersonic boundary layer transition [PhD Thesis]. Beijing: Peking University).
- 陈忠灿, 张凯, 李枫, 等. 2024. 发汗冷却技术在飞行器上的应用及展望. *清华大学学报 (自然科学版)*, **64**(2): 318-336 (Chen Z C, Zhang K, Li F, et al. 2024. Application and research progress of transpiration cooling technology in flight vehicles. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, **64**(2): 318-336).
- 程旋, 肖存英, 胡雄. 2018. 临近空间大气环境对高超声速飞行器气动特性的影响研究进展. *飞航导弹*, **2018**(5): 22-28 (Cheng X, Xiao C Y, Hu X. 2018. Research progress on the influence of near-space atmospheric environment on the aerodynamic characteristics of hypersonic vehicles. *Aerodynamic Missile Journal*, **2018**(5): 22-28).
- 程旋, 肖存英, 杜涛, 等. 2021. 临近空间大气密度扰动对高超声速飞行器气动热环境的影响. *北京航空航天大学学报*, **47**(4): 754-764 (Cheng X, Xiao C Y, Du T, et al. 2021. Influence of atmospheric density disturbance on aerothermodynamic environment of hypersonic vehicles in near space. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, **47**(4): 754-764).
- 崔尔杰. 2009. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题. *力学进展*, **39**(06): 658-673 (Cui E J. 2009. Research statutes, development trends and key technical problems of near space flying vehicles. *Advances in Mechanics*, **39**(06): 658-673).
- 邓帆, 叶友达, 焦子涵, 等. 2017. HIFiRE 项目中气动/推进一体化高超声速飞行器设计研究. *实验流体力学*, **31**(2): 73-80 (Deng F, Ye Y D, Jiao Z H, et al. 2017. Research on HIFiRE project's hypersonic vehicle integrated design of aerodynamic and scramjet propulsion. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, **31**(2): 73-80).
- 邓帆, 尘军, 谢峰, 等. 2018. 基于超燃冲压发动机的 HIFiRE 项目飞行试验研究进展. *航空动力学报*, **33**(3): 683-695 (Deng F, Chen J, Xie F, et al. 2018. Research progress on flight tests of HIFiRE project based on scramjet. *Journal of Aerospace Power*, **33**(3): 683-695).
- 杜善义, 方岱宁, 孟松鹤, 等. 2017. "近空间飞行器的关键基础科学问题" 重大研究计划结题综述. *中国科学基金*, **31**(2): 109-114 (Du S Y, Fang D N, Meng S H, et al. 2017. Review of the achievements of Major Research Plan on "Key Fundamental Scientific Problems on Hypersonic Vehicle". *Science Foundation in China*,

31(2): 109-114).

高振勋, 蒋崇文, 李椿萱. 2023. 高超高焓非平衡流动数值模拟方法研究综述. *力学进展*, **53**(03): 561-591 (Gao Z X, Jiang C W, Li C X. 2023. Review of numerical simulation methods for hypersonic and high-enthalpy non-equilibrium flow. *Advances in Mechanics*, **53**(03): 561-591).

耿光有, 李冬. 2015. 运载火箭一级飞行段底部力的机理分析. *导弹与航天运载技术*, **2015**(2): 67-71 (Geng G Y, Li D. 2015. Mechanism analysis of rocket's base-force during the 1st stage flight phase. *Missiles and Space Vehicles*, **2015**(2): 67-71).

桂业伟, 刘磊, 魏东. 2020. 长航时高超声速飞行器的综合热效应问题. *空气动力学学报*, **38**(4): 641-650 (Gui Y W, Liu L, Wei D. 2020. Combined thermal phenomena issues of long endurance hypersonic vehicles. *Acta Aerodynamica Sinica*, **38**(4): 641-650).

韩润奇, 刘伟松, 林伯韬, 等. 2025. 航天器结构健康监测技术研究进展. *遥测遥控*, **46**(03): 1-24 (Han R Q, Liu W S, Lin B T, et al. 2025. Research Progress on Spacecraft Structural Health Monitoring Technology. *Journal of Telemetry, Tracking and Command*, **46**(03): 1-24).

和争春, 肖涵山, 袁先旭, 等. 2019. MF-1 飞行试验弹道差异分析及弹道重建研究. *空气动力学学报*, **37**(05): 777-784 (He Z C, Xiao H S, Yuan X A, et al. 2019. Flight trajectory bias analysis and trajectory reconstruction for MF-1 flight test. *Acta Aerodynamica Sinica*, **37**(05): 777-784).

胡震宇, 王子路, 陈坚强, 等. 2023. 基于深度神经网络的横流转捩预测. *力学学报*, **55**(01): 38-51 (Hu Z Y, Wang Z L, Chen J Q, et al. 2023. Prediction of crossflow transition based on deep neural networks. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **55**(01): 38-51).

黄蕾, 郭聪, 张小波, 等. 2025. 基于飞参-载荷-寿命数字孪生模型的飞机结构健康管理方法. *航空学报*, **46**(21): 532382-532382 (Huang L, Guo C, Zhang X B, et al. 2025. Aircraft structural health management method based on flight parameter-load-life digital twin models. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **46**(21): 532382-532382).

黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 2019. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景. *科技导报*, **37**(21): 46-62 (Huang W N, Zhang X J, Li Z B, et al. 2019. Development status and application prospect of near space science and technology. *Science & Technology Review*, **37**(21): 46-62).

纪鉴恒, 蔡尊, 王泰宇, 等. 2024. 宽速域超燃冲压发动机流动燃烧过程研究进展. *航空学报*, **45**(3): 028696 (JI J H, CAI Z, WANG T Y, et al. 2024. Flow and combustion process for wide speed range scramjet: Review. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **45**(3): 028696).

李昊炜, 林国伟, 冯炜峻, 等. 2022. 超燃冲压发动机碳氢燃料流动传热特性与再生冷却技术综述. *空天技术*, **2022**(6): 57-66 (Li H W, Lin G W, Feng W J, et al. 2022. Review of flow and heat transfer characteristics of hydrocarbon fuels and progress in regenerative cooling technology in hydrocarbon-fueled scramjet. *Aerospace Technology*, **2022**(6): 57-66).

李家春 (主编). 2023. 中国大百科全书 (第三版)·力学. 北京: 中国大百科全书出版社 (Li J C (Ed). 2023. Encyclopedia of China (Third Edition)·Mechanics. Beijing: China Encyclopedia Publishing House.

李建林 (主编). 2012. 临近空间高超声速飞行器发展研究. 北京: 中国宇航出版社 (Li J L (Ed). 2012. Research on the development of near space hypersonic flying vehicles. Beijing: China Astronautic Publishing House.

李世斌, 马锐, 王林. 2023. 高速飞行器组合式热防护系统研究进展. *战术导弹技术*, **217**(01): 8-21 (Li S, Ma R, Wang L. 2023. A review of combined thermal protection system for high-speed aircraft. *Tactical Missile Technology*, **217**(01): 8-21).

林贞彬, 廖光, 林建民, 等. 2009. 高焓流动重要基础问题研究进展. *空气动力学学报*, **27**(z1): 40-45 (Lin Z B, Liao G, Lin J M, et al. 2009. Progress of measurements in high-enthalpy detonation-driven shock tunnel. *Acta*

- Aerodynamica Sinica*, **27**(z1): 40-45).
- 刘畅, 徐昆. 2020. 离散时空直接建模思想及其在模拟多尺度输运中的应用. *空气动力学学报*, **38**(2): 197-216 (Liu C, Xu K. 2020. Direct modeling methodology and its applications in multiscale transport process. *Acta Aerodynamica Sinica*, **38**(2): 197-216).
- 刘聪, 吴臣武. 2022. 高超声速飞行器结构热-声振耦合动力学研究进展. *强度与环境*, **49**(4): 1-8 (Liu C, Wu C W. 2022. Research Progress on Thermal-Acoustic Vibration Coupling Dynamics of Hypersonic Aircraft Structures. *Structure & Environment Engineering*, **49**(4): 1-8).
- 刘青旭, 陈海峰, Bryansky A, 等. 2024. 航天复合材料结构健康监测技术应用进展. *复合材料学报*, **41**(09): 4563-4588 (Liu Q X, Chen H F, Bryansky A, et al. 2024. Progress in application on health monitoring technology for aerospace composite structures. *Acta Materiae Compositae Sinica*, **41**(09): 4563-4588).
- 刘小勇, 王明福, 刘建文, 等. 2024. 超燃冲压发动机研究回顾与展望. *航空学报*, **45**(5): 529878 (Liu X Y, Wang M F, Liu J W, et al. 2024. Review and prospect of research on scramjet. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **45**(5): 529878).
- 柳兆伟. 2018. 临近空间太阳能飞行器气动-结构-飞行动力学耦合问题研究 [博士学位论文]. 长沙: 国防科技大学 (Liu Z W. 2018. Study on aerodynamic-structural-flight dynamics coupling problems of near space solar powered aircraft [PhD Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology).
- 罗佳茂, 杨顺华, 母忠强, 等. 2022. 预冷型组合循环发动机技术. *空气动力学学报*, **40**(1): 190-207 (Luo J M, Yang S H, Mu Z Q, et al. 2022. Pre-cooled combined cycle engine technology. *Acta Aerodynamica Sinica*, **40**(1): 190-207).
- 罗仕超, 张志刚, 柳军, 等. 2023. 高温热化学非平衡气动热试验与仿真技术研究进展. *力学学报*, **55**(11): 2439-2452 (Luo S C, Zhang Z G, Liu J, et al. 2023. Progress in the high temperature thermochemical non-equilibrium aerothermal test and simulation technology. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **55**(11): 2439-2452).
- 吕达仁, 陈泽宇, 郭霞, 等. 2009. 临近空间大气环境研究现状. *力学进展*, **39**(06): 674-682 (Lyu D R, Chen Z Y, Guo X, et al. 2009. Recent progress in near space atmospheric environment study. *Advances in Mechanics*, **39**(06): 674-682).
- 牛淑贞, 杨鹏飞, 杨旸, 等. 2023. 来流速度突变对斜爆轰反射波系驻定特性影响的数值研究. *中国科学: 物理学力学天文学*, **53**(3): 234711 (Niu S Z, Yang P F, Yang Y, et al. 2023. Numerical study of the effect of a sudden change in inflow velocity on the stability of an oblique detonation reflected wave system. *SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica*, **53**(3): 234711).
- 秦伟伟, 刘刚, 赵欣, 等. 2019. 临近空间高超声速飞行器控制系统基本原理. 北京: 北京航空航天大学出版社 (Qin W W, Liu G, Zhao X, et al. 2019. Basic principles of control system for hypersonic aircraft in near space. Beijing: Beihang University Press).
- 芮长胜, 武郁文, 王晓东, 等. 2023. 旋转爆震燃烧航空涡轮发动机研究综述. *航空发动机*, **49**(2): 1-12 (Rui C S, Wu Y L, Wang X D, et al. 2023. Review of Research on Rotating Detonation Turbine Engine. *Aeroengine*, **49**(2): 1-12).
- 沈斌贤, 曾磊, 刘骁, 等. 2022. 高超声速飞行器主动质量引射热防护技术研究进展. *空气动力学学报*, **40**(6): 1-13 (Shen B X, Zeng L, Liu X, et al. 2022. Research progress of thermal protection technique by activemass injection for hypersonic vehicle. *Acta Aerodynamica Sinica*, **40**(6): 1-13).
- 沈海军, 程凯, 杨莉. 2012. 近空间飞行器. 北京: 航空工业出版社 (Shen H J, Cheng K, Yang L. 2012. Near Space Aircraft. Beijing: Aviation industry press).
- 史智广, 杨玉洁, 左宗玉. 2023. 多囊体临近空间飞艇多要素耦合建模与仿真. *航空学报*, **44**(16): 228451 (Shi G Z, Yang Y J, Zuo Z Y. 2023. Multi-element coupled modeling and simulation for multi-capsule near-space

- airships. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **44**(16): 228451).
- 孙磊, 廉璞, 常晓飞, 等. 2016. 临近空间大气环境建模及其对飞行器影响. *指挥控制与仿真*, **38**(05): 107-111 (Sun L, Lian P, Chang X F, et al. 2016. Near Space Atmosphere Modeling and its Effect on the Aircraft. *Command Control & Simulation*, **38**(05): 107-111).
- 唐志共, 袁先旭, 钱炜祺, 等. 2023. 高速空气动力学三大手段数据融合研究进展. *空气动力学学报*, **41**(08): 44-58 (Tang Z G, Yuan X A, Qian W Q, et al. 2023. Research progress on the fusion of data obtained by high-speed wind tunnels, CFD and model flight. *Acta Aerodynamica Sinica*, **41**(08): 44-58).
- 滕宏辉, 杨鹏飞. 2024. 斜爆轰流动燃烧现象及其机理. 北京: 科学出版社.
- 王兵, 谢峤峰, 闻浩诚, 等. 2021. 爆震发动机研究进展. *推进技术*, **42**(4): 721-737 (Wang B, Xie Q F, Wen H C, et al. 2021. Research Progress of Detonation Engines. *Journal of Propulsion Technology*, **42**(4): 721-737).
- 王晓亮, 谢炜程. 2020. 平流层飞艇昼夜驻空蒙皮热特性研究. *装备环境工程*, **17**(01): 13-19 (Wang X L, Xie W C. 2020. Thermal Characteristics Analysis of Stratospheric Airships Envelope. *Equipment Environmental Engineering*, **17**(01): 13-19).
- 王振国, 梁剑寒, 范晓楠, 等. 2023. 吸气式高速飞行器一体化方案: 回顾与展望. *空气动力学学报*, **41**(08): 13-25 (Wang Z G, Liang J H, Fan X Q, et al. 2023. Integrated scheme of air-breathing high-speed aircraft: review and prospect. *Acta Aerodynamica Sinica*, **41**(08): 13-25).
- 王志, 王学德. 2025. CUDA 平台的非结构网格 DSMC 并行算法. *航空动力学报*, **41**(X): 20250348 (Wang Z, Wang X D. 2025. Parallel DSMC algorithm for unstructured grids on CUDA platform. *Journal of Aerospace Power*, **41**(X): 20250348).
- 吴楠. 2025. 北理工召开空天科技战略研讨会暨临近空间环境特性及效应全国重点实验室建设启动会. 北京理工大学新闻网, 2025-06-18 (Wu N. 2025. BIT held strategic seminar on aerospace science and technology and the launch meeting for the construction of National Key Laboratory of Near Space Environmental Characteristics and Effects. BIT News, 2025-06-18).
- 向锦武, 阚梓, 邵浩原, 等. 2020. 长航时无人机关键技术研究进展. *哈尔滨工业大学学报*, **52**(06): 57-77 (Xiang J W, Kan Z, Shao H Y, et al. 2020. A review of key technologies for long-endurance unmanned aerial vehicle. *Journal of Harbin Institute of Technology*, **52**(06): 57-77).
- 向树红, 商圣飞, 沈自才, 等. 2020. 高超声速气膜冷却技术研究进展及发展方向. *宇航材料工艺*, **50**(3): 1-10 (Xiang S, Shang S, Shen Z, et al. 2020. Research Progress and Development Direction of Hypersonic Film Cooling Technology. *Aerospace Materials & Technology*, **50**(3): 1-10).
- 肖存英. 2009. 临近空间大气动力学特性研究 [博士学位论文]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心 (Xiao C Y. 2009. Research on atmospheric dynamics characteristics in near space [PhD Thesis]. Beijing: Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences).
- 肖振, 姬瑞雪, 陈安宏, 等. 2024. 临近空间低速飞行器发展现状与展望. *中国航天*, **2024**(11): 21-31 (Xiao Z, Ji R X, Chen A H, et al. 2024. Current Status and Prospects of the Development on Low Speed Aircraft in Near Space. *Aerospace China*, **2024**(11): 21-31).
- 肖志祥, 罗堃宇, 刘健. 2017. 宽速域 RANS-LES 混合方法的发展及应用. *空气动力学学报*, **35**(03): 338-353 (Xiao Z X, Luo K Y, Liu J. 2017. Developments and applications of hybrid RANS-LES methods for wide-speed-range flows. *Acta Aerodynamica Sinica*, **35**(03): 338-353).
- 杨钧烽, 肖存英, 胡雄, 等. 2019. 临近空间风切变特性及其对飞行器的影响. *北京航空航天大学学报*, **45**(01): 57-65 (Yang J F, Xiao C Y, Hu X, et al. 2019. Wind shear characteristics in near space and their impacts on air vehicle. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, **45**(01): 57-65).
- 杨君琳, 蒋崇文, 祝明, 等. 2024. 临近空间发展现状、问题及对策研究. *中国工程科学*, **26**(05): 128-136 (Yang J L, Jiang C W, Zhu M, et al. 2024. Development of Near Space: Current Status, Problems, and

- Countermeasures. *Chinese Academy of Engineering*, **26**(05): 128-136).
- 杨澜, 康昌玺, 李亮, 等. 2018. 基于高速飞行器的气动噪声影响及试验方法. 真空与低温, **24**(2): 133-136 (Yang L, Kang C X, Li L, et al. 2018. The research actuality of aerodynamic noise and acoustic test technology for the super-speeding flight vehicle. *Vacuum and Cryogenics*, **24**(2): 133-136).
- 杨武兵, 沈清, 朱德华, 等. 2018. 高超声速边界层转换研究现状与趋势. *空气动力学学报*, **36**(2): 183-195 (Yang W B, Shen Q, Zhu D H, et al. 2018. Tendency and current status of hypersonic boundary layer transition. *Acta Aerodynamica Sinica*, **36**(2): 183-195).
- 杨兆伦, 郭宁, 陈学康, 等. 2020. 吸气式电推进系统可行条件分析. *中国空间科学技术*, **40**(01): 54-59 (Yang Z L, Guo N, Chen X K, et al. 2020. Feasibility analysis of air-breathing plasma propulsion system. *Chinese Space Science and Technology*, **40**(01): 54-59).
- 央视网. 2026. 伊朗法塔赫 2 导弹有末段变轨机动能力. [2026-3-2]. <https://weibo.com/3266943013/5272134152884093> (CCTV. com. 2026. Iran's Fattah-2 missile has terminal maneuverability. [2026-3-2]. <https://weibo.com/3266943013/5272134152884093>).
- 叶友达, 张涵信, 蒋勤学, 等. 2018. 近空间高超声速飞行器气动特性研究的若干关键问题. *力学学报*, **50**(06): 1292-1310 (Ye Y D, Zhang H X, Jiang Q X, et al. 2018. Some Key Problems in the Study of Aerodynamic Characteristics of Near-space Hypersonic Vehicles. *Acta Mechanica Sinica*, **50**(06): 1292-1310).
- 于达仁, 刘辉, 丁永杰, 等. 2014. 空间电推进原理. 哈尔滨工业大学出版社 (Yu D R, Liu H, Ding Y J, et al. 2014. KONGJIAN DIANTUIJIN YUANLI. Harbin: Harbin Institute of Technology Press).
- 袁先旭, 刘朋欣, 周清清, 等. 2024. 高速高温湍流研究进展. *空气动力学学报*, **42**(04): 1-13 (Yuan X X, Liu P X, Zhou Q Q, et al. 2024. Progress in high-speed high-temperature turbulence research. *Acta Aerodynamica Sinica*, **42**(04): 1-13).
- 袁湘江, 沙心国, 时晓天, 等. 2020. 高超声速流动中噪声与湍流度的关系. *航空学报*, **41**(11): 224-232 (Yuan X J, Sha X G, Shi X T, et al. 2020. Noise-turbulence relationship in hypersonic flow. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **41**(11): 224-232).
- 岳连捷, 张旭, 张启帆, 等. 2022. 高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展. *力学学报*, **54**(2): 263-288 (Yue L J, Zhang X, Zhang Q F, et al. 2022. Research progress on high-Mach-number scramjet engine technologies. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **54**(2): 263-288).
- 曾嘉楠, 李琪, 吴雷. 2022. 分子气体稀薄效应的动力学建模. *空气动力学学报*, **40**(2): 1-30 (Zeng J N, Li Q, Wu L. 2022. Kinetic modeling of rarefied molecular gas dynamics. *Acta Aerodynamica Sinica*, **40**(2): 1-30).
- 张国军, 闫云聚, 李鹏博. 2013. 飞行器结构噪声致振试验及声振耦合响应分析. *应用数学和力学*, **34**(11): 1157-1164 (Zhang G J, Yan Y J, Li P B. 2013. Noise-Induced Vibration Experiment of Aircraft Structure and Vibro-Acoustic Coupling Response Analysis. *Applied Mathematics and Mechanics*, **34**(11): 1157-1164).
- 张涵信, 周恒. 2001. 流体力学的基础研究. *世界科技研究与发展*, **23**(1): 15-18 (Zhang H X, Zhou H. 2001. On basic research of fluid mechanics. *World Sci-Tech R & D*, **23**(1): 15-18).
- 张俊, 杨浩, 马启涵. 2025. 分子气体动力学. 北京: 科学出版社 (Zhang J, Yang H, Ma Q H. 2025. Molecular Gas Dynamics. Beijing: Science Press).
- 张赛文. 2018. 基于 N-S/DSMC 耦合算法的喷管跨流域流动模拟 [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学 (Zhang S W. 2018. Nozzle Trans-Regime Flow Simulation Based on N-S/DSMC Coupling Algorithm [Master's Thesis]. Harbin: Harbin Engineering University).
- 张卫红, 冯秉初, 冯道军. 2011. 噪声试验技术在高超声速巡航飞行器研制中的应用前景. *强度与环境*, **38**(1): 31-35 (Zhang W H, Feng B C, Guo D J. 2011. The advanced research on application of acoustic test technology indeveloping hypersonic cruise missile. *Structure & Environment Engineering*, **38**(1): 31-35).
- 张希彬, 张振兴. 2019. 面向控制的高超声速飞行器六自由度建模与分析. *信息与控制*, **48**(6): 700-706 (Zhang X

- B, Zhang Z X. 2019. Control-oriented Modeling and Analysis of a Six-DOF Hypersonic Vehicles. *Information and Control*, **48**(6): 700-706).
- 张晓源, 李进平, 马虎, 等. 2025. 高马赫数条件燃烧室斜爆轰波起爆过程试验. *航空学报*, **46**(9): 131167 (Zhang X Y, Li J P, Ma H, et al. 2025. Experimental initiation process of oblique detonation wave in combustion chamber under high Mach number conditions. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **46**(9): 131167).
- 张子健. 2020. 斜爆轰推进理论、技术及其实验验证 [博士学位论文]. 北京: 中国科学院大学 (Zhang Z J. 2020. Oblique detonation propulsion theory, technology and its experimental demonstration[PhD Thesis]. Beijing: Chinese Academy of Sciences).
- 周恒, 张涵信. 2017. 有关近空间高超声速飞行器边界层转捩和湍流的两个问题. *空气动力学学报*, **35**(02): 151-155 (Zhou H, Zhang H X. 2017. Two problems in the transition and turbulence for near space hypersonic flying vehicles. *Acta Aerodynamica Sinica*, **35**(02): 151-155).
- 周凯, 朱晓军, 欧东斌, 等. 2020. 壁面催化效应对高超声速气动热影响研究. *空气动力学学报*, **38**(4): 660-667 (Zhou K, Zhu X J, Ou D B, et al. 2020. Wall catalytic effects on aerodynamic heat of hypersonic flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, **38**(4): 660-667).
- 邹学锋, 潘凯, 燕群, 等. 2020. 多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述. *航空科学技术*, **31**(12): 3-15 (Zou X F, Pan K, Yan Q, et al. 2020. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment. *Aeronautical Science & Technology*, **31**(12): 3-15).
- 左林玄, 张辰琳, 王霄, 等. 2021. 高超声速飞机动力需求探讨. *航空学报*, **42**(8): 77-93 (Zuo L X, Zhang C L, Wang X, et al. 2021. Requirement of hypersonic aircraft power. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **42**(8): 77-93).
- Alam M I, Pasha A A, Jameel A G A, et al. 2023. High Altitude Airship: A Review of Thermal Analyses and Design Approaches. *Archives of Computational Methods in Engineering*, **30**(3): 2289-2339.
- Anand V, Gutmark E. 2019. Rotating detonation combustors and their similarities to rocket instabilities. *Progress in Energy and Combustion Science*, **73**: 182-234.
- Anderson J. 2019. Hypersonic and high temperature gas dynamics, Third Edition. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Annamdas V G M, Bhalla S, Soh C K. 2017. Applications of structural health monitoring technology in Asia. *Structural Health Monitoring*, **16**(3): 324-346.
- Austin J, Ju Y. 2015. Exploring Combustion and Supersonic Flow. *Aviation Week & Space Technology*, **57**.
- Basdanis T, Tatsios G, Valougeorgis D. 2022. Gas-surface interaction in rarefied gas flows through long capillaries via the linearized Boltzmann equation with various boundary conditions. *Vacuum*, **202**: 111152.
- Bharadwaj S, Rao A V, Mease K D. 1998. Entry Trajectory Tracking Law via Feedback Linearization. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **21**(5): 726-732.
- Bird G A. 1994. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. Oxford: Oxford University Press.
- Boeing. 2022. Boeing-Built X-37B Completes Sixth Mission, Sets New Endurance Record. [2024-11-15]. <https://boeing.mediaroom.com/news-releases-statements?item=131172>.
- Bonalli R, Lew T, Pavone M. 2022. Analysis of theoretical and numerical properties of sequential convex programming for continuous-time optimal control. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1-16.
- Boyd I D, Chen G, Candler G V. 1995. Predicting failure of the continuum fluid equations in transitional hypersonic flows. *Physics of Fluids*, **7**(1): 210-219.
- Brandeis J, Gill J. 1997. Experimental investigation of super and hypersonic jet interaction on configurations with lifting surface. *22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference*.

- Broer A A R, Benedictus R and Zarouchas D. 2022. The need for multi-sensor data fusion in structural health monitoring of composite aircraft structures. *Aerospace*, **9**(4): 183.
- Brunton S L, Noack B R, Koumoutsakos P. 2020. Machine learning for fluid mechanics. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **52**(1): 477-508.
- Bryant L, Tigges M, Ives D. 1998. Analytic Drag Control for Precision Landing and Aerocapture. 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference, Boston, MA, August 10-12, 1998.
- Bunker R S. 2005. A review of shaped hole turbine film cooling technology. *Journal of Heat Transfer*, **127**(4): 441-453.
- Cercignani C, Lampis M. 1971. Kinetic models for gas-surface interactions. *Transport Theory and Statistical Physics*, **1**(2): 101-114.
- Cerimele C, Gamble J. 1985. A simplified guidance algorithm for lifting aeroassist orbital transfer vehicles. 23rd Aerospace sciences meeting, Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 348.
- Chai R, Savvaris A, Tsourdos A, et al. 2018. Optimal Tracking Guidance for Aeroassisted Spacecraft Reconnaissance Mission Based on Receding Horizon Control. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **54**(4): 1575-1588.
- Chai R, Savvaris A, Tsourdos A, et al. 2020. Real-Time Optimal Guidance and Control Strategies for Space Maneuver Vehicles. Design of Trajectory Optimization Approach for Space Maneuver Vehicle Skip Entry Problems. Singapore: Springer, 133-161.
- Chang W, Hu H, Xi Y, et al. 2026a. Data-driven fine-grained prediction of laminar-turbulent transition in zero-pressure-gradient flat-plate boundary layers. *Physics of Fluids*, **38**: 014103.
- Chang W, Xu P, Tian J, et al. 2026b. Quantifying transition predictability: Statistical mapping from initial disturbances to transition onset. *Physics of Fluids*, **38**: 034118.
- Charles H, Michael G, Neal H. 1998. X-33 attitude control system design for ascent, transition, and entry flight regimes. Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Boston, 4411.
- Chen J, Qiao D, Han H. 2024. Augmented Analytical Aerocapture Guidance by Segmented State Approximation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **47**(10): 2182-2193.
- Chen S, McGregor O. P. L., Endruweit A, et al. 2020. Simulation of the forming process for curved composite sandwich panels. *International Journal of Material Forming*, **13**: 967-980.
- Chen S Y. 2020. Modeling of Material-Environment Interactions for Hypersonic Thermal Protection Systems [PhD Thesis]. Michigan: University of Michigan.
- Chen X, Xi Y, Ren J, et al. 2022. Cross-flow vortices and their secondary instabilities in hypersonic and high-enthalpy boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics*, **947**: A25.
- Cheng L, Wang Z, Cheng Y, et al. 2018. Multi-constrained predictor-corrector reentry guidance for hypersonic vehicles. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **232**(16): 3049-3067.
- Cheng H, Liu X, Liang X, et al. 2025. Reinforcement learning based optimized backstepping control for hypersonic vehicles with disturbance observer. *Chinese Journal of Aeronautics*, **38**(4): 103532.
- Choi H, Moin P. 2012. Grid-point requirements for large eddy simulation: Chapman's estimates revisited. *Physics of Fluids*, **24**(1): 011702.
- Cihan I H, Kluever C A. 2020. Analytical Earth-Aerocapture Guidance with Near-Optimal Performance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **44**(1): 45-56.
- Cihan I H, Kluever C A. 2022. Analytical Guidance for Mars Aerocapture via Drag Modulation. *The*

- Journal of the Astronautical Sciences*, **69**(3): 857-878.
- Dicarlo J L. 2003. Aerocapture Guidance Methods for High Energy Trajectories [Master's Thesis]. Massachusetts Institute of Technology.
- Diehl M, Gros S. 2011. Numerical optimal control. Optimization in Engineering Center (OPTEC).
- Ding Y, Yue X, Chen G, et al. 2022. Review of control and guidance technology on hypersonic vehicle. *Chinese Journal of Aeronautics*, **35**(7): 1-18.
- Dong Y, Jiang H, Wu Z, et al. 2023. Digital twin-assisted multiscale residual-self-attention feature fusion network for hypersonic flight vehicle fault diagnosis. *Reliability Engineering & System Safety*, **235**: 109253.
- Dong Z, Cheng W, He Y, et al. 2026. A Janus-Like Bio-Inspired Strategy for 3D-Printed Bimetallic Metamaterials with Excellent Thermal-Protection and Load Bearing Capacity. *Advanced Science*, **2026**: e24116.
- Drob D P, Emmert J T, Crowley G, et al. 2008. An empirical model of the Earth's horizontal wind fields: HWM07. *Journal of Geophysical Research*, **113**(A12).
- Drob D P, Emmert J T, Meriwether J W, et al. 2015. An update to the horizontal wind model (HWM): The quiet time thermosphere. *Earth and Space Science*, **2**: 301-319.
- Epstein M. 1967. A model of the wall boundary condition in kinetic theory. *AIAA Journal*, **5**(10): 1797-1800.
- Estorf M, Radespiel R, Schneider S, et al. 2008. Surface-Pressure Measurements of Second-Mode Instability in Quiet Hypersonic Flow. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 2008-1153.
- Fang M, Li Z, Li Z, et al. 2020. DSMC modeling of rarefied ionization reactions and applications to hypervelocity spacecraft reentry flows. *Advances in Aerodynamics*, **2**(1): 7.
- Fei F, Ma Y, Wu J, et al. 2021. An efficient algorithm of the unified stochastic particle Bhatnagar-Gross-Krook method for the simulation of multi-scale gas flows. *Advances in Aerodynamics*, **3**(1): 18.
- Fei F, Zhang J, Li J, et al. 2020. A unified stochastic particle Bhatnagar-Gross-Krook method for multiscale gas flows. *Journal of Computational Physics*, **400**: 108972.
- Fomichev V I, Ward W E, Beagley S R, et al. 2002. Extended Canadian middle atmosphere model: Zonalmean climatology and physical parameterizations. *Journal of Geophysical Research*, **107**: 4087.
- Fritts D C, Alexander M J. 2003. Gravity wave dynamics and effects in the middle atmosphere. *Reviews of Geophysics*, **41**(1): 1003.
- Frolov S M, Zvegintsev V I, Ivanov V S, et al. 2017. Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model at approach air stream Mach numbers from 4 to 8. *International Journal of Hydrogen Energy*, **42**(39): 25401-25413.
- Frolov S M, Zvegintsev V I, Ivanov V S, et al. 2018. Hydrogen-fueled detonation ramjet model: Wind tunnel tests at approach air stream Mach number 5.7 and stagnation temperature 1500 K. *International Journal of Hydrogen Energy*, **43**(16): 8195-8205.
- Fusaro R, Ferretto D, Viola N, et al. 2022. Liquid Metals Heat-Pipe solution for hypersonic air-intake leading edge: Conceptual design, numerical analysis and verification. *Acta Astronautica*, **197**: 336-352.
- Gamble J D, Cerimele C J, Moore T E, et al. 1988. Atmospheric Guidance Concepts for an Aeroassist Flight Experiment. *Journal of the Astronautical Sciences*, **36**(1 pt 2): 45-71.
- Ghiugan C, Staber M, Lee D. 2026. Uranus Orbiter Guidance: Comparing Numerical Predictive and Machine Learning Approaches for Aerocapture. AIAA SCITECH 2026 Forum, Orlando, FL, AIAA 2026-0829.

- Glass D. 2008. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, AIAA 2008-2682.
- Goebel D M, Katz I. 2008. Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall thrusters. John Wiley & Sons, Inc. Press.
- Goldsby J. 2024. GRC High Temperature Ceramic Matrix Composites (HTCMC)- Current Thrusts, Capabilities, & Challenges/Gaps (20240004674). AFRL/NASA High Temperature Materials Technical Interchange Meeting, Cleveland, OH, US.
- Gonzalo J, López D, Domínguez D, et al. 2018. On the capabilities and limitations of high altitude pseudo-satellites. *Progress in Aerospace Sciences*, **98**: 37-56.
- Goulard R. 1958. On Catalytic Recombination Rates in Hypersonic Stagnation Heat Transfer. *Journal of Jet Propulsion*, **28**(11): 737-745.
- Goyne C, Hall C, O'Brien W, et al. 2006. The Hy-V scramjet flight experiment. 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Canberra, Australia, AIAA-2006-7901.
- Guo S, Feng Y. 2024. Hybrid compressible lattice Boltzmann method for supersonic flows with strong discontinuities. *Physics of Fluids*, **36**(7): 076129.
- Gurley J G. 1993. Guidance for an aerocapture maneuver. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **16**(3): 505-510.
- Hamel J F, De Lafontaine J. 2006. Improvement to the Analytical Predictor-Corrector Guidance Algorithm Applied to Mars Aerocapture. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **29**(4): 1019-1022.
- Harpold J C, Graves C A. 1978. Shuttle Entry Guidance. *Journal of The Astronautical Sciences*, **27**(3): 239-268.
- Hassani S, Dackermann U. 2023. A systematic review of advanced sensor technologies for non-destructive testing and structural health monitoring. *Sensors*, **23**(4): 2204.
- Harris A, Teil T, Schaub H. 2019. Spacecraft decision-making autonomy using deep reinforcement learning. 29th AAS/AIAA space flight mechanics meeting, 1-19.
- Hedin A E, Mayr H G, Reber C A, et al. 1974. Empirical model of global thermospheric temperature and composition based on data from the Ogo 6 quadrupole mass spectrometer. *Journal of Geophysical Research*, **79**: 215-225.
- Hedin A E. 1987. MSIS-86 thermospheric model. *Journal of Geophysical Research*, **92**: 4649-4662.
- Hedin A E. 1991. Extension of the MSIS thermosphere model into the middle and lower atmosphere. *Journal of Geophysical Research*, **96**(A2): 1159-1172.
- Hitchcock P, Shepherd T G, Manney G L. 2013. Statistical characterization of Arctic polar-night jet oscillation events. *Journal of Climate*, **26**(6): 2096-2116.
- Hou J, Chen R, Zeng Y, et al. 2025. A self-healing HfB₂-SiC-TaSi₂ coating with outstanding long-term ablation resistance above 2000 °C. *Transactions of Materials Research*, **1**(5): 100102.
- Hu F, Wang J, Sui Z, et al. 2025. A review on research progress of large area thermal protection structures for hypersonic vehicles. *Acta Astronautica*, **232**: 541-556.
- Huang Z, Xiong Y, Liu Y, et al. 2015. Experimental investigation of full-coverage effusion cooling through perforated flat plates. *Applied Thermal Engineering*, **76**: 76-85.
- Ingeri G R. 1966. Nonequilibrium hypersonic stagnation flow with arbitrary surface catalycity including low reynolds number effects. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **9**(8): 755-772.
- Jiang Z. 2023. Standing oblique detonation for hypersonic propulsion: A review. *Progress in Aerospace*

- Sciences*, **143**: 100955.
- Jackson K R, Gruber M R, and Buccellato S. 2015. Mach 6–8 + Hydrocarbon-Fueled Scramjet Flight Experiment: The HIFiRE Flight 2 Project. *Journal of Propulsion and Power*, **31**(1): 36–53.
- Justin J F, Julian-Jankowiak A, Guérineau V, et al. 2020. Ultra-high temperature ceramics developments for hypersonic applications. *CEAS Aeronautical Journal*, **11**: 651–664.
- Jones M, Sorensen E M, Wolff T, et al. 1993. A review of mission planning systems. SpaceOps 1992: Proceedings of the Second International Symposium on Ground Data Systems for Space Mission Operations.
- Joyce B, Dodson J, Laflamme S, et al. 2018. An experimental test bed for developing high - rate structural health monitoring methods. *Shock and Vibration*, **2018**(1): 3827463.
- Kaifler N, Kaifler B, Heard B, et al. 2017. Observational indications of downward propagating gravity waves in middle atmosphere lidar data. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, **162**: 16–27.
- Kanellakopoulos I, Kokotovic P V, Morse A S. 1992. A toolkit for nonlinear feedback design. *Systems and Control Letters*, **18**(2): 83–92.
- Kennedy K, Walker B, Mikelsen C. 1999. Jet interaction effect on a missile with aerodynamic control surface. *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.
- Kimmel R L. 2003. Aspects of hypersonic boundary-layer transition control. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 772.
- Kimmel R L, Borg M P, Jewell J S, et al. 2015. HIFiRE-5 boundary layer transition and HIFiRE-1 shock boundary layer interaction. *Air Force Research Laboratory Technical Report*, AFRL-RQ-WP-TR-2015-0151.
- Kosova F, Altay Ö and Ünver H Ö. 2025. Structural health monitoring in aviation: a comprehensive review and future directions for machine learning. *Nondestructive Testing and Evaluation*, **40**(1): 1–60.
- Langtry R, Menter F. 2005. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 2005-522.
- Lee Y, Lee D Y, Wie B. 2024. A comparative study of entry guidance for Mars robotic and human landing missions. *Acta Astronautica*, **215**: 178–193.
- Li Y, Nahon M, Sharf I. 2011. Airship dynamics modeling: A literature review. *Progress in Aerospace Sciences*, **47**(3): 217–239.
- Li Y, Liang S, Xu B, Hou M. 2021. Predefined-time asymptotic tracking control for hypersonic flight vehicles with input quantization and faults. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **57**(5): 2826–2837.
- Lin C, Wang Z, Gong S. 2022. Adaptive control of hypersonic vehicles with unknown dynamics based on dual network architecture. *Acta Astronautica*, **193**: 197–208.
- Liu C, Ai J, Zhang J, et al. 2025. Research Progress of the Flow and Combustion Organization for the High-Mach-Number Scramjet: From Mach 8 to 12. *Progress in Aerospace Sciences*, **155**(May): 101094.
- Liu X, Lu P. 2014. Solving nonconvex optimal control problems by convex optimization. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **37**(3): 750–765.
- Liu Y, Jiang P, Jin S, et al. 2010. Transpiration cooling of a nose cone by various foreign gases. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **53**(23–24): 5364–5372.
- Lord R G. 1991. Some extensions to the Cercignani–Lampis gas–surface scattering kernel. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, **3**(4): 706–710.
- Lord R G. 1995. Some further extensions of the Cercignani–Lampis gas surface interaction model. *Physics*

- of Fluids*, **7**(5): 1159-1161.
- Lu P, Cerimele C J, Tigges M A, et al. 2015. Optimal Aerocapture Guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **38**(4): 553-565.
- Lu P, Davami C. 2025. Model Predictive Guidance: A Fixed-Point Algorithm. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **48**(4): 723-735.
- Lu Y, Zeng F, Liu H, et al. 2021. Direct numerical simulation of roughness-induced transition controlled by two-dimensional wall blowing. *Journal of Fluid Mechanics*, **920**: A28.
- Ma Y, Jiang B, Ren H. 2023. Minimum eigenvalue based adaptive fault compensation for hypersonic vehicles. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, **34**(2): 492-500.
- Mao Y, Szmuk M, Açıkmese B. 2016. Successive convexification of non-convex optimal control problems and its convergence properties. 2016 IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC), Las Vegas, 3636-3641.
- Mahulikar S P. 2005. Theoretical aerothermal concepts for configuration design of hypersonic vehicles. *Aerospace Science and Technology*, **9**(8): 681-685.
- Malyuta D, Reynolds T P, Szmuk M, et al. 2022. Convex optimization for trajectory generation: A tutorial on generating dynamically feasible trajectories reliably and efficiently. *IEEE Control Systems Magazine*, **42**(5): 40-113.
- Mansour N N, Panerai F, Lachaud J, et al. 2024. Flow mechanics in ablative thermal protection systems. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **56**(1): 549-575.
- Mario D S F, Diletta S, Luca Z, et al. 2025. High and Ultra High Temperature Ceramic Matrix Composites for Hypersonic Systems. *The Journal of the NATO Science and Technology Organization*, AVT-384-1-14.
- Masciarelli J, Rousseau S, Fraysse H, et al. 2000. An analytic aerocapture guidance algorithm for the Mars Sample Return Orbiter. Atmospheric Flight Mechanics Conference, Denver, CO, U. S. A. , AIAA 2000-4116.
- Maxwell J C. 1879. On stresses in rarified gases arising from inequalities of temperature. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, **170**: 231-256.
- Mayr H G, Mengel J G, Chan K L, et al. 2011. Middle atmosphere dynamics with gravity wave interactions in the numerical spectral model: Tides and planetary waves. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, **73**(7-8): 711-730.
- McNamara J J, Friedmann P P, Powell K G, et al. 2008. Aeroelastic and Aerothermoelastic Behavior in Hypersonic Flow. *AIAA Journal*, **46**(10): 2591-2610.
- Messerer F, Baumgärtner K, Diehl M. 2021. Survey of sequential convex programming and generalized Gauss-Newton methods. *ESAIM: Proceedings and Surveys*, **71**: 64-88.
- Mohammadi-Amin M, Entezari M M, Alikhani A. 2018. An efficient surrogate-based framework for aerodynamic database development of manned reentry vehicles. *Advances in Space Research*, **62**(5): 997-1014.
- Moss J N, Glass C E, Hollis B R, et al. 2006. Low-density aerodynamics for the inflatable reentry vehicle experiment. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **43**(6): 1191-1201.
- Naved I, Hermann T, Hambidge C, et al. 2023. Transpiration-Cooling Heat Transfer Experiments in Laminar and Turbulent Hypersonic Flows. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **37**(2): 281-295.
- Nenas I A D, Fesq L M, Volpe R A. 2021. Autonomy for space robots: Past, present, and future. *Current Robotics Reports*, **2**(3): 251-263.

- Ni D, Cheng Y, Zhang J P, et al. 2022. Advances in ultra-high temperature ceramics, composites, and coatings. *Journal of Advanced Ceramics*, **11**: 1-56.
- Ogunleye R O, Rusnáková S, Javořík J, et al. 2024. Advanced sensors and sensing systems for structural health monitoring in aerospace composites. *Advanced Engineering Materials*, **26**(22): 2401745.
- Oguri K. 2023. Successive convexification with feasibility guarantee via augmented Lagrangian for non-convex optimal control problems. *2023 62nd IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, 3296-3302.
- Oz F, Goebel T E, Jewell J S, et al. 2023. Local wall cooling effects on hypersonic boundary-layer stability. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **60**(2): 412-426.
- Pancheva D, Mukhtarov P. 2011. Atmospheric tides and planetary waves: Recent progress based on SABER/TIMED temperature measurements (2002-2007). *Aeronomy of the Earth's Atmosphere and Ionosphere*, Berlin: Springer, 19-56.
- Paredes P, Choudhari M M, Li F. 2018. Transition delay via vortex generators in a hypersonic boundary layer at flight conditions. *2018 Fluid Dynamics Conference*, 3217.
- Park C. 1989. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics.
- Peters A B, Zhang D, Chen S, et al. 2024. Materials design for hypersonics. *Nature Communications*, **15**(1): 3328.
- Picone J M, Hedin A E, Drob D P. 2002. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *Journal of Geophysical Research*, **107**: 1468-1484.
- Piomelli U, Balaras E. 2002. Wall-layer models for large-eddy simulations. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **34**(1): 349-374.
- Plaehn E W, Walters I V, Gejji R M, et al. 2023. Bifurcation in rotating detonation engine operation with continuously variable fuel injection location. *Journal of Propulsion and Power*, **39**(2): 267-280.
- Qing X, Yuan S, Wu Z. 2012. Current aerospace applications of structural health monitoring in China. 6th European Workshop on Structural Health Monitoring, Dresden, Germany, 1064-1072.
- Qu C, Cheng L, Gong S, et al. 2024. Dynamic-matching adaptive sliding mode control for hypersonic vehicles. *Aerospace Science and Technology*, **149**: 109159.
- Qu C, Cheng L, Gong S, et al. 2025. Experience Replay Enhances Excitation Condition of Neural-Network Adaptive Control Learning. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **48**(3): 496-507.
- Rafi K M M, Deepu M, Rajesh G. 2019. Effect of heat transfer and geometry on micro-thruster performance. *International Journal of Thermal Sciences*, **146**: 106063.
- Ragnoli G, Savino R, Cecere A, Rigamonti M. 2024. Hypersonic boost-glide systems: Flight mechanics and plasma parameters evaluation through aero-thermo-chemical CFD. *Aerospace Science and Technology*, **148**: 109092.
- Raman V, Prakash S, Gamba M. 2023. Nonidealities in rotating detonation engines. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **55**: 639-674.
- Rataczak J A. 2025. Robust Aerocapture Guidance with High-Fidelity Modeling of Aerothermodynamic Uncertainty [PhD Thesis]. University of Colorado Boulder.
- Rawal A, McCoy J, Raglin A, et al. 2022. Recent advances in multi-modal data fusion: status, challenges and perspectives. *Artificial Intelligence and Machine Learning for Multi-Domain Operations Applications IV*, **12113**: 1211318.
- Ren J, Fu S. 2015. Secondary instabilities of Görtler vortices in high-speed boundary layer flows. *Journal of Fluid Mechanics*, **781**: 388-421.
- Ren J, Fu S, Hanifi A. 2016. Stabilization of the hypersonic boundary layer by finite-amplitude streaks.

- Physics of Fluids*, **28**(2): 024110.
- Rozanov M, Guelman M. 2008. Aeroassisted orbital maneuvering with variable structure control. *Acta Astronautica*, **62**(1): 9-17.
- Sagliano M. 2018. Pseudospectral convex optimization for powered descent and landing. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **41**(2): 320-334.
- Sato T, Nakata K, Ishihara K, et al. 2024. Combustion structure of a cylindrical rotating detonation engine with liquid ethanol and nitrous oxide. *Combustion and Flame*, **264**: 113443.
- Sayler K M. 2025. Hypersonic weapons: Background and issues for Congress. Congressional Research Service.
- Scarselli G and Nicassio F. 2025. Machine Learning for Structural Health Monitoring of Aerospace Structures: A Review. *Sensors*, **25**(19): 6136.
- Sharma, K. V., Straka, R., Tavares, F. W. 2020. Current status of Lattice Boltzmann Methods applied to aerodynamic, aeroacoustic, and thermal flows. *Progress in Aerospace Sciences*, **115**: 100616.
- Sidor A, Olson N, Bouslog S. 2025. NASA Perspective on the Future of TPS for Hypersonic Flight (20250006125). Workshop on Materials Challenges in Reusable Rocket Systems, El Segundo, CA, US.
- Sieberling S, Chu Q P, Mulder J A. 2010. Robust Flight Control Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion and Angular Acceleration Prediction. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **33**(6): 1732-1742.
- Sislian J P, Dubebout R, Schumacher J, et al. 2000. Incomplete Mixing and Off-Design Effects on Shock-Induced Combustion Ramjet Performance. *Journal of Propulsion and Power*, **16**(1): 41-48.
- Song L, Hu X, Wei F, et al. 2022. Development of a balloon-borne acoustic anemometer to measure winds for SENSOR campaign. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, **71**: 1-10.
- Spravka J J, Jorris T R. 2015. Current hypersonic and space vehicle flight test instrumentation challenges. AIAA Flight Testing Conference, Dallas, TX, AIAA 2015-3224.
- Stalker R J. 1989. Hypervelocity aerodynamics with chemical nonequilibrium. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **21**(1): 37-60.
- Stewart B. 2026. The leading edge: Recent breakthroughs in hypersonic ceramic materials. *Ceramic Tech Today*. [2026-1-15]
- Sun H, Li S, Yang J, et al. 2014. Nonlinear disturbance observer-based back-stepping control for airbreathing hypersonic vehicles with mismatched disturbances. *IET Control Theory and Applications*, **8**(17): 1852-1865.
- Sziroczak D, Smith H. 2016. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, **84**: 1-28.
- Taehyun K. 2019. Thermal management of rotating detonation engines [PhD Thesis]. Singapore: National University of Singapore.
- Tang D, He M, Tang H, et al. 2025. Vat photopolymerization of hierarchical TPMS SiC ceramics: tunable heat transfer via gradient porosity and checkerboard design. *Virtual and Physical Prototyping*, **20**(1).
- Teets Jr E H, Donohue C J, Wright P T, et al. 2002. Meteorological support of the Helios world record high altitude flight to 96, 863 feet. *10th Conference on Aviation, Range, and Aerospace Meteorology*, H-2493.
- Tian J, Zhang S, Tan X, et al. 2026. Numerical investigation of annular slit film cooling for thermal protection in rotating detonation combustors. *Aerospace Science and Technology*, **168**: 110816.
- Tiwari B, Kassem A K, Romeo S A S, et al. 2025. Epistemic uncertainty analysis in GPR-based modeling of pitch damping sum for 1 DOF reentry vehicle dynamics. AIAA Aviation Forum and Ascend 2025, Las

- Vegas, Nevada, AIAA 2025-3770.
- United States Committee on Extension to the Standard Atmosphere. 1976. US standard atmosphere, 1976. Washington, D. C. : National Oceanic and Atmospheric Administration.
- Urzay J. 2018. Supersonic Combustion in Air-Breathing Propulsion Systems for Hypersonic Flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **50**(1): 593-627.
- van Brummen S, Pezzella G, Andreutti G, et al. 2015. Aerodynamic design analysis of the HEXAFLY-INT hypersonic glider. 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Glasgow, Scotland, AIAA 2015-3644.
- Walters D K, Leylek J H. 2004. A new model for boundary layer transition using a single-point RANS approach. *Journal of Turbomachinery*, **126**(1): 193-202.
- Walters D K, Cokljat D. 2008. A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of transitional flow. *Journal of Fluids Engineering*, **130**(12): 121401.
- Wang L, Fu S, Carnarius A, et al. 2012. A modular RANS approach for modelling laminar-turbulent transition in turbomachinery flows. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **34**: 62-69.
- West T K, Hosder S, Johnston C O. 2014. Multistep uncertainty quantification approach applied to hypersonic reentry flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **51**(1): 296-310.
- Wild G, Pollock L, Abdelwahab A K, et al. 2021. Need for Aerospace Structural Health Monitoring: A review of aircraft fatigue accidents. *International Journal of Prognostics and Health Management*, **12**(3): 2368.
- Wolanski P. 2013. Detonative propulsion. *Proceedings of the Combustion Institute*, **34**: 125-158.
- Wu L, Struchtrup H. 2017. Assessment and development of the gas kinetic boundary condition for the Boltzmann equation. *Journal of Fluid Mechanics*, **823**: 511-537.
- Wu Y, Rao S H, Zheng P T, et al. 2025. Effect of thermal non-equilibrium on the instability of oblique detonation waves. *Combustion and Flame*, **282**: 114530.
- Wu Z, Cao Y, Ismail M. 2019. Gust loads on aircraft. *The Aeronautical Journal*, **123**(1266): 1216-1274.
- Xie L, Zhou X, Zhang H B, Tang G J, Li S. 2025. High-Dimensional Merit-Function-Based Sequential Convex Programming for Nonlinear Trajectory Optimization. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **48**(7): 1525-1544.
- Xu B, Shi Z. 2015. An overview on flight dynamics and control approaches for hypersonic vehicles. *Science China Information Sciences*, **58**: 1-19.
- Xu D, Wang J, Chen S. 2022. Skin-friction and heat-transfer decompositions in hypersonic transitional and turbulent boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics*, **941**: A4.
- Xu Q, Li S, Meng Y. 2021a. Optimization and Re-Design of Integrated Thermal Protection Systems Considering Thermo-Mechanical Performance. *Applied Sciences*, **11**(15): 6916.
- Xu Q, Lin G and Li H. 2021b. Evaluation model for fast convective heat transfer characteristics of thermal cracked hydrocarbon fuel regenerative cooling channel in hydrocarbon-fueled scramjet. *Applied Thermal Engineering*, **199**(11): 117616.
- Yan B, Dai P, Liu R, et al. 2019. Adaptive super-twisting sliding mode control of variable sweep morphing aircraft. *Aerospace Science and Technology*, **92**: 198-210.
- Yang L, Yang J. 2011. Nonsingular fast terminal sliding-mode control for nonlinear dynamical systems. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, **21**(16): 1865-1879.
- Yang P, Yu D, Chen Z, et al. 2024. Effects of thermal stratification on detonation development in hypersonic reactive flows. *Physical Review Fluids*, **9**(8): 083202.

- Yang W, Men J, Xu B, Ding H, Li J. 2025. Modeling Non-Equilibrium Rarefied Gas Flows Past a Cross-Domain Reentry Unmanned Flight Vehicle Using a Hybrid Macro-/Mesoscopic Scheme. *Drones*, **9**(4): 239.
- Yao Q, Li Q, Han H, et al. 2024. Adaptive tracking guidance for powered aeroassisted orbital maneuver under system uncertainties and input constraints. *Advances in Space Research*, **73**(8): 4040-4051.
- Ye C, Fang S, Ni Z, et al. 2025. Drag and overall aeroheating reduction of a dual-disk-dual-jet in rarefied hypersonic flow in near space. *Aerospace Science and Technology*, **162**: 110229.
- Yin Y, Yang P, Zhang Y, et al. 2020. Feature selection and processing of turbulence modeling based on an artificial neural network. *Physics of Fluids*, **32**(10): 105117.
- Yokoo R, Goto K, Kasahara J, et al. 2021. Experimental study of internal flow structures in cylindrical rotating detonation engines. *Proceedings of the Combustion Institute*, **39**(3): 3211-3218.
- Yu S, Luo K, Fan C, et al. 2025. Advancing spacecraft safety and longevity: A review of guided waves-based structural health monitoring. *Reliability Engineering & System Safety*, **254**: 110586.
- Zafar M I, Xiao H, Choudhari M M, et al. 2020. Convolutional neural network for transition modeling based on linear stability theory. *Physical Review Fluids*, **5**(11): 113903.
- Zhang J, John B, Pfeiffer M, et al. 2019. Particle-based hybrid and multiscale methods for nonequilibrium gas flows. *Advances in Aerodynamics*, **1**(1): 12.
- Zhang J, Lyu L. 2024. A spacecraft onboard autonomous task scheduling method based on hierarchical task network-timeline. *Aerospace*, **11**(5): 350.
- Zhang W, Shan X, Liu Y, et al. 2025. High-reynolds-number turbulence database: Aeroflowdata. *Scientific Data*, **12**(1): 1500.
- Zhang Y. 2025. A Review of Advances in Thermal Protection Systems and Insulation Materials for Hypersonic Vehicles. *Applied and Computational Engineering*, **200**: 104-109.
- Zhang Y, Wu X, Guo Q, et al. 2025. Advances in sensors technologies for composites structural health monitoring. *Composite Structures*, **370**: 119448.
- Zhang Z, Li X, Li Y, et al. 2023. Modularity, reconfigurability, and autonomy for the future in spacecraft: A review. *Chinese Journal of Aeronautics*, **36**(7): 282-315.
- Zhao R, Wen C, Zhou Y, et al. 2022. Review of acoustic metasurfaces for hypersonic boundary layer stabilization. *Progress in Aerospace Sciences*, **130**: 100808.
- Zheng W, Zhou Q R, Li Z B, Zhang X Y, Liu Y F, Li M. 2019. Performance analysis of a novel stratospheric airship concept based on gas-liquid phase change. *Applied Thermal Engineering*, **159**: 113748.
- Zhu Y, Peng W, Xu R, et al. 2018. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Aeronautics*, **31**(10): 1929-1953.
- Zou Q, Huang R, Mu X, et al. 2026. Breaking Through Flutter Barrier of Rigid-Elastic Coupling Aircraft. *ASME Applied Mechanics Reviews*, **78**(2): 020801.
- Zou Z, Liu C, Wu X, et al. 2026. A Digital Twin Framework for Air-breathing Precooled Engine Experimental System. *Energy*, **346**: 139991.
- Zuo Z, Song J, Zheng Z, Han Q L. 2022. A survey on modelling, control and challenges of stratospheric airships. *Control Engineering Practice*, **119**: 104979.

Effects of the Near-Space Environment on Flight Vehicles: Progress and Perspectives

TENG Honghui ^{1,2,*} REN Jie ^{1,2} ZHOU Xiaoming ^{1,2} HAN Hongwei ^{1,2} LIU Liu ^{1,2}
ZHANG Zijian ^{1,2} HUANG Jinsong ^{1,2} ZHAO Rui ^{1,2} MIAO Long ^{1,2}
LUO Kai ^{1,2} ZUO Lei ^{1,2} WANG Dongwei ^{1,2} LIU Zhanwei ^{1,2}

¹ State Key Laboratory of Environment Characteristics and Effects for Near-space,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

² School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Abstract As a transitional region between aeronautics and astronautics, near space is characterized by extreme environmental conditions, including rarefied atmosphere, pronounced thermal stratification, and strong wind-field disturbances. These conditions induce complex coupled effects on the aerodynamics, propulsion, control, materials, and structures of flight vehicles. From the overarching perspective of environment–vehicle coupling effects, this paper systematically reviews the mean atmospheric characteristics and spatiotemporal evolution of the near-space environment, and analyzes the transmission pathways through which environmental parameters affect the subsystems of near-space flight vehicles, as well as the resulting constraints on the flight envelope. In terms of aerodynamics, key issues are discussed, including rarefied-gas effects, wind-field disturbances, aerodynamic heating, thermochemical nonequilibrium, boundary-layer transition, and turbulence simulation. For propulsion systems, this paper reviews the environmental adaptability and major challenges associated with ramjet and scramjet engines, combined-cycle engines, detonation engines, and electric propulsion technologies. With respect to flight dynamics and control, the current state and future trends are analyzed for cross-domain and wide-speed-range guidance strategies, robust control methods under strong disturbances, and intelligent control and autonomous decision-making. Regarding materials and structures, the paper summarizes research progress and future prospects in thermal protection systems, active thermal management, noise and vibration suppression, structural health monitoring, and digital-twin applications under extreme coupled thermal–mechanical–acoustic multi-field environments. Finally, perspectives and several research recommendations are proposed across the above areas, aiming to provide support for the future development of near-space flight vehicles.

Keywords near-space flight vehicle, environment–vehicle coupling effect, aerodynamic environment, propulsion system, flight dynamics and control, materials and structures

Received: 8 May 2026; accepted: 12 August 2026; online:

* E-mail: hhteng@bit.edu.cn

© 2026 *Advances in Mechanics*.



滕宏辉, 北京理工大学特聘教授, 空天科学与技术学院副院长、力学系主任, 临近空间环境特性及效应全国重点实验室副主任. 2003 年于中国科学技术大学获得学士学位, 2008 年于中国科学院力学研究所获得博士学位. 主要研究方向为爆轰流动机理、爆轰推进技术, 在 *Journal of Fluid Mechanics, Combustion and Flame* 等期刊上发表论文 100 多篇. 获国家自然科学基金委优青 (现青 B) 和杰青 (现青 A) 项目资助, 还承担了基金委叶企孙基金重点项目、科学部综合研究重点项目, 以及国防类项目十几项. 担任中国力学学会副秘书长, 激波与激波管专委会副主任委员, 流体力学专委会委员, 航空学报、CJA 等期刊编委.