

高超声速飞行器综合热管理及关键技术研究进展

杜晨慧^{1,2}

(1.中国航空研究院,北京 100291; 2.中国航空研究院研究生院,江苏 扬州 225002)

摘要: 从高超声速飞行器面临的内外热环境特点、热防护与舱内热管理的需求入手,面对热源增大、热沉受限的现状,提出需对高超声速飞行器舱外热防护与舱内热管理开展综合热管理与一体化设计,并分别针对热防护、舱内热管理以及综合热管理现有技术手段、应用特点以及发展趋势等方面开展综合论述与分析。在此基础上,对美国已经提出的一系列综合热管理计划的发展状况与关键技术点进行了综合论述。最后,从先进热管理单点技术、高超声速飞行器内外一体化耦合设计以及综合热管理系统快速建模与分析 3 方面分析了高超声速飞行器综合热管理关键技术。

关键词: 高超声速飞行器; 热防护; 舱内热管理; 综合热管理

中图分类号: V221 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9242(2023)01-0043-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.01.007

Research Progress on Integrated Thermal Management and Key Technology of Hypersonic Vehicles

DU Chen-hui^{1,2}

(1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100291, China;

2. Graduate School, Chinese Aeronautical Establishment, Jiangsu Yangzhou, 225002, China)

ABSTRACT: With the development to high altitude, high speed, and long endurance of hypersonic vehicles, the external and inner thermal environment it faced has become more severe, which has brought great challenges to the current thermal protection and thermal management. Focused on the hypersonic vehicles' internal and external thermal environment and the requirements of thermal protection and thermal management, and to deal with the status of increasing heat load and limited heat sink, the method of integrated design and management for thermal protection and thermal management in cabin was proposed in this work. Then, comprehensive discussion and analysis on thermal protection and thermal management were carried out, which included current technological means, applications and development trends. Based on these, the series of plans about the integrated thermal management in USA were summarized. At last, three key technologies of integrated thermal management for hypersonic vehicles were analyzed, including advanced thermal management technologies, integrated internal and external coupling design and rapid modeling and analysis of integrated thermal management systems.

KEY WORDS: hypersonic vehicles; thermal protection; thermal management in cabin; integrated thermal management

收稿日期: 2021-12-05; 修订日期: 2022-01-03

Received: 2021-12-05; Revised: 2022-01-03

作者简介: 杜晨慧(1989—),女,博士研究生,工程师,主要研究方向为飞行器总体设计。

Biography: DU Chen-hui (1989-), Female, Doctoral candidate, Engineer, Research focus: aircraft design.

引文格式: 杜晨慧. 高超声速飞行器综合热管理及关键技术研究进展[J]. 装备环境工程, 2023, 20(1): 043-051.

DU Chen-hui. Research Progress on Integrated Thermal Management and Key Technology of Hypersonic Vehicles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(1): 043-051.

自 2001 年美国“9·11”事件后，五角大楼提出了“常规快速全球打击”的能力，目的是在 1 h 内打击世界上任何一个目标^[1]。2003 年，美国空军和 DARPA 启动了“猎鹰”计划，旨在开发一种类似弹道导弹的运载火箭以及高超声速再入飞行器^[2]。这种飞行器应该能以 5 马赫的速度飞行，这样它就能在不到 2 h 的时间内将大量有效载荷从美国本土投送到地球上的任何地点，这种通用航空飞行器是实现全球 1 h 攻击任何目标的重要支撑，高超声速飞机初见端倪。2021 年，美国会研究服务处发布最新版《常规快速全球打击和远程弹道导弹：背景和问题》报告^[2]，报告再次强调国会议员和五角大楼官员越来越重视美国研发高超声速武器的发展。

飞行器高速飞行时，因空气强烈压缩和摩擦作用，产生强烈的气动热，使得飞行器在高温高压的热环境中飞行，飞行速度更快，其面临的气动加热也更加严重。新一代临近空间高超声速飞行器由于气动布局复杂、飞行时间长、气动总加热量与发动机燃烧废热大以及舱内高能密度仪器设备使用广泛等新特点，使得飞行器的热防护和舱内热管理面临严峻的挑战^[3-6]。本文针对飞行器热防护和舱内热管理提出了综合热管理思路，并对比分析了热防护和热管理的典型方式特点和适用情况。在此基础上，分析了高超声速飞行器综合热管理关键技术。

1 高超声速飞行器面临的热环境特性分析

1.1 舱外气动热特性

高超声速飞行器面临着高温高热流气动热环境。美国空军实验室曾在一份研究报告中指出^[4]：飞行器所承载的热负荷随着马赫数的提高而增加，当马赫数大于 5 时，马赫数每提高 1，总温约增加 556 K；在 28 km 高空，当马赫数达到 10 时，飞行器外结构总温可达 3 889 K，超出现有材料承受温限。高超声速飞行器再入时典型部位热环境如图 1 所示^[7]，端头热

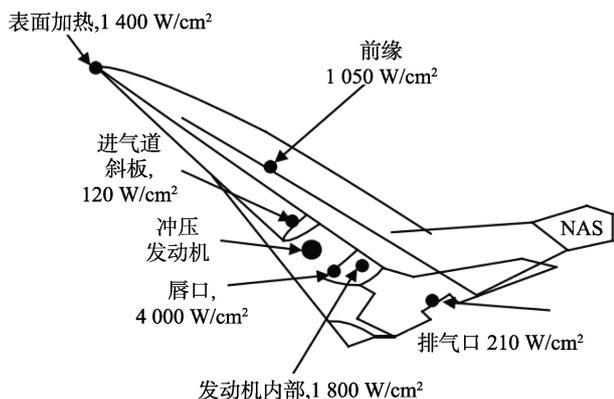


图 1 高超声速飞行器气动加热热环境
Fig.1 Aerodynamic heating environment of hypersonic vehicles

流为 14 MW/m²，水平翼前缘热流为 10.5 MW/m²，超燃冲压发动机进气道唇口达到了 40 MW/m²。面对高热流和高温热环境，要保持飞行器外结构特性，必须针对高超声速飞行器驻点、前缘、机身大面积等不同区域分别采取有效的热防护措施。

1.2 发动机废热特性

伴随高超声速飞行器飞行速度的增加，冲压发动机热防护问题越来越突出。由图 2 可见，飞行速度在马赫数 5 时，来流空气经进气道压缩后，温度超过 1 200 K，燃气温度大于 2 500 K；马赫数 7 时，燃烧室（未冷却）温度超过 2 800 K，这将超过现有材料承受能力；马赫 8 时，燃烧室温度高达 3 000 K^[8]。为保证超燃冲压发动机性能，保证长时间稳定工作，必须对发动机高温区域实施热防护。

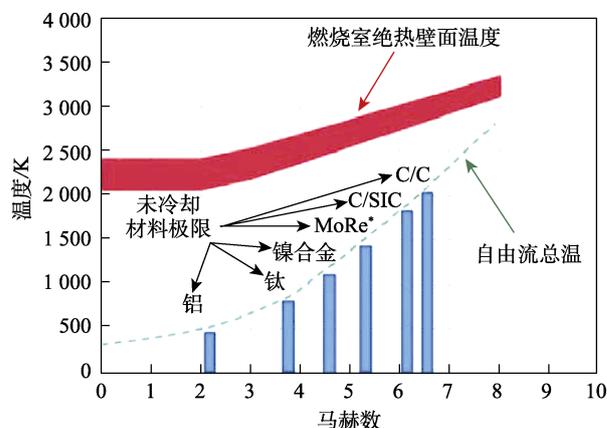


图 2 燃烧室（未冷却）壁面温度随马赫数变化和可用材料
Fig.2 Temperature change of combustor (uncooled) wall with Mach number and applicable materials

1.3 舱内热环境特性

飞行器传统热源包括发动机高温高压引气、机载航电设备散热、机电设备散热等。相较于传统热源，高超声速飞行器内外热环境热源在量级上大幅增加，其中飞行器气动热以及发动机燃烧废热输入量大幅增加，并通过热防护结构进入到飞机机体中。舱内高能设备散热，如雷达等机载大功率电子设备、其他传感器系统、部件低效率与能量发生系统（热流密度高达 100 W/cm²）、先进处理器（热流密度高达 250~500 W/cm²）等所产生的热载荷大幅增加^[9]。根据热源来源和任务使用特点分析，高超声速飞行器热源存在空间分布区域广且分布不均匀、时间分布差异大的特点。随着飞行器在大气层内高超声速飞行的时间越来越长，飞行器热环境由高热流密度和短加热时间向中等热流密度、长加热时间转变，高超声速飞行器面临的热环境更加剧烈^[3]。

1.4 热环境特性分析

目前，高超声速飞行器正在向高空、高速、长航

时发展，随着舱内高能量密度应用更加普遍，高超声速飞行器面临着更加严酷的内外热环境。热防护技术可阻止外界恶劣环境对飞行器舱环境影响，降低飞行器结构温度梯度及结构热疲劳。舱内环境热控制通过有效排出舱内废热，从而保障飞行器结构、乘员安全以及仪器设备正常工作，如图 3 所示。

热防护主要问题包括 2 方面：高超声速飞行器驻

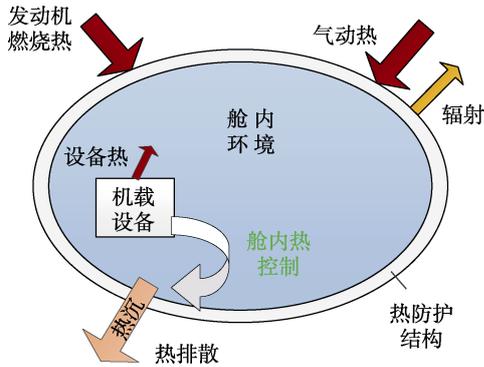


图 3 高超飞行器综合热管理内涵

Fig.3 Elements of hypersonic vehicles' integrated thermal management

点、前缘等小曲率半径结构热流密度大，面对重复使用需求，成熟热防护手段不适用；面对高超声速飞行器长航时飞行表面持续加热，受限于质量因素，热防护结构的质量与长时间热防护温度要求存在不匹配。热管理主要存在 2 方面问题：热管理需要管理热源量大幅增加；散热途径受到限制。

2 高超声速飞行器综合热管理技术

面对严酷的舱外环境和舱内环境、热沉不足等复杂情况，传统热防护与热管理设计方式，已经不能够满足高超声速飞行器的热管理需求。将机身结构、热防护与舱内热管理系统、推进系统耦合，进行一体化综合热管理，实现舱内有限资源的综合利用，是解决高超声速飞行器“保暖瓶”飞行问题的有效途径。

2.1 高超声速飞行器热防护技术

高超声速热防护包括 3 类：被动冷却、半主动冷却以及主动冷却。被动冷却、半主动冷却以及主动冷却的原理、分类以及特点见表 1^[10-17]。

表 1 热防护形式以及特点

Tab.1 Forms and features of thermal protection

类别	原理图	应用特点	典型结构	典型位置
被动热防护		密度低、加热时间短的情况	陶瓷纤维毡、隔热瓦	飞行器大面积热防护
		适用于吸热时间短的情况	高热容结构、相变材料	飞行器头锥、大面积防热
		适用于受热时间较短的情况	C/C 结构、陶瓷基复合材料结构	飞行器鼻锥、机翼前缘、尾翼
半主动热防护		系统需要冷源将气化工质凝结成液体	热管结构	飞行器头锥、前缘
		适用于一次飞行且不需要精确制导的飞行器	轻质烧蚀泡沫	一次使用飞行器头锥、返回舱等
主动热防护		利用工质相变，换热效率高，但外部冲击流动影响发汗冷却效率	烧结多孔介质、多孔层板	发动机燃烧室、发动机喷注面板
		增加总质量和泵出口压力，不适用于极高热流情况	微槽道结构等	飞行器发动机
		增加压气机负担，冷气利用率低	缝槽/隙气膜、离散孔气膜、复合气膜冷却	冲压发动机燃烧室、头锥等

分析表 1 可以发现,被动热防护、半主动热防护以及主动热防护的冷却原理不同,在相同热环境下,主动热防护冷却效果最好,半主动热防护次之,被动热防护相对较差。主动热防护通过消耗热沉持续实现热防护,因此可以用来承受长时间较高密度热流。主动热防护具备闭环温度控制、可重复使用等优点,其可用于较高的热流密度并持续长时间气动加热部件的热防护。然而从研制难度和成本而言,被动热防护不需要携带额外冷却工质,冷却过程最简单,研制难度和成本最低,半主动、主动热防护的研制难度和成本依次增加。

对高超声速飞行器热防护设计而言,应根据飞行器飞行任务包线下的热环境参数、飞行时间、飞行器外形特点以及结构材料特性等进行合理选择。对可重复使用高超声速飞行器,要求热防护系统能长时间保持良好气动外形,可重复使用,并且维护维修方便。对飞行器与推进系统一体化设计而言,采用单一热防护措施将无法满足一体化设计要求,应针对不同部位气动加热环境和热防护需求,采取相应的措施。对小曲率半径广义前缘类结构(如尖化前缘、鼻锥、舵面、发动机唇口、燃烧室喷注面板等),其热流密度高达 MW/m^2 量级,利用主动冷却热防护可以实现对其持续冷却,进而保证结构热载荷特性。针对飞行器大面积区域、热流密度相对较低的情况,可以根据飞行器具体特点,采用被动、半主动冷却热防护。

2.2 高超声速飞行器舱内热管理技术

高超声速飞行器舱内热管理涉及热量收集、传输、存储以及排散等过程,涉及到流体力学、热力学、传热传质学等交叉学科的复杂物理过程。

1) 热量收集和传输技术。按照热流量大小和温度高低,飞机上热量可以分为高品阶热量和低品阶热量。对于高品阶热量的收集和传输,通过燃油-润滑油换热器、燃油-液压油换热器、燃油-空气换热器、空-空换热器等实现。对于低品阶低热量,通过热泵、蒸汽循环、空气循环装置实现。开展热量收集的冷边可以是燃油、冲压空气、消耗性介质等,热边可以是液压油、润滑油、高温空气等其他高温待冷却介质。常见换热方式包括空气自然冷却、空气强迫冷却、液体冷却、相变冷却等。热管理冷却方式依据热流密度、系统复杂性、环境需求、材料、冷却工质可用性等因素选择^[9],如图 4 所示。

2) 储热技术。通过使用相变材料、冷却循环等实现热能的存储或传递,用于高功率、低负载周期任务载荷热与飞行器终端的散热缓冲和热存储,从而降低此类热载荷对飞机热管理系统的热冲击。机上已经使用的冷却循环采用聚 α 乙炔烃 (PAO)、乙二醇水溶液作为冷却介质,燃油作为热沉^[18]。相变材料方面,石蜡类相变材料已经实现在航空航天领域的热控和储能方面的应用^[19]。

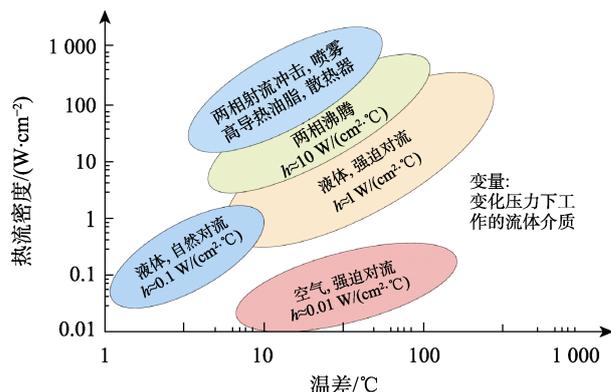


图 4 热管理冷却方式选择

Fig.4 Selections of cooling methods for thermal management

3) 热量排散技术。热量排散一般通过飞机表面和热沉实现。然而复合材料蒙皮、高效率发动机和高度嵌入式的系统将使得高超飞机通过表面实现散热更加困难。传统热沉包括冲压空气、燃油等,随着飞行速度的增加,高速阶段冲压空气温度较高,很难作为热沉使用^[20]。燃油热沉能力达到限制,热沉散热能力严重不足,已经不能满足热管理需求,亟需发展新型热沉或采用可消耗性热沉。目前超声速/高超声速飞行器使用热沉见表 2^[21]。

表 2 典型相变材料热沉热物理性质

Tab.2 Thermal physical properties of typical phase change materials

热沉类别	标准沸点/K	潜热/(kJ·kg ⁻¹)	比热/(kJ·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	密度/(kg·m ⁻³)	分子量
水	373.00	2500	1.0	1000	18.02
液氨	239.75	1369.7	215	682	17.03
液氮	77.35	197.6	1.05	810	28.02
液氧	90.17	212.3	0.916	1140	32
液氦	4.125	20.2	5.275	124.8	4.003
液氢	20.27	445.9	14.3	71	2.016
液态空气	78.8	205	1.006	873	28.96

传统飞行器(尤指飞机)热管理系统以飞行器环境控制为主,其中空气循环系统、蒸发循环系统、燃油系统、惰化系统、润滑油系统、液压系统等相互独立、无交联,各个系统热量隔离,分别进行管理,造成大量能量浪费。以燃油为热沉的热管理系统实现了多个系统交联,如图 5 所示。F-22 首次运用了综合热管理理念,创造性地利用燃油系统等将环控系统、燃油系统、液压系统和润滑油系统交联进行热管理^[22]。F-35 飞机首次将辅助动力、应急动力、液压、环控系统以及热管理等整合至一个整体系统,即热/能量管理系统(T/EMM)。其中,动力装置共用齿轮箱,原 EPU 和 APU 独立的燃烧室集成为一个双模态燃烧室,原 EPU 和 APU 涡轮共用,由此诞生了以热/能量管理型

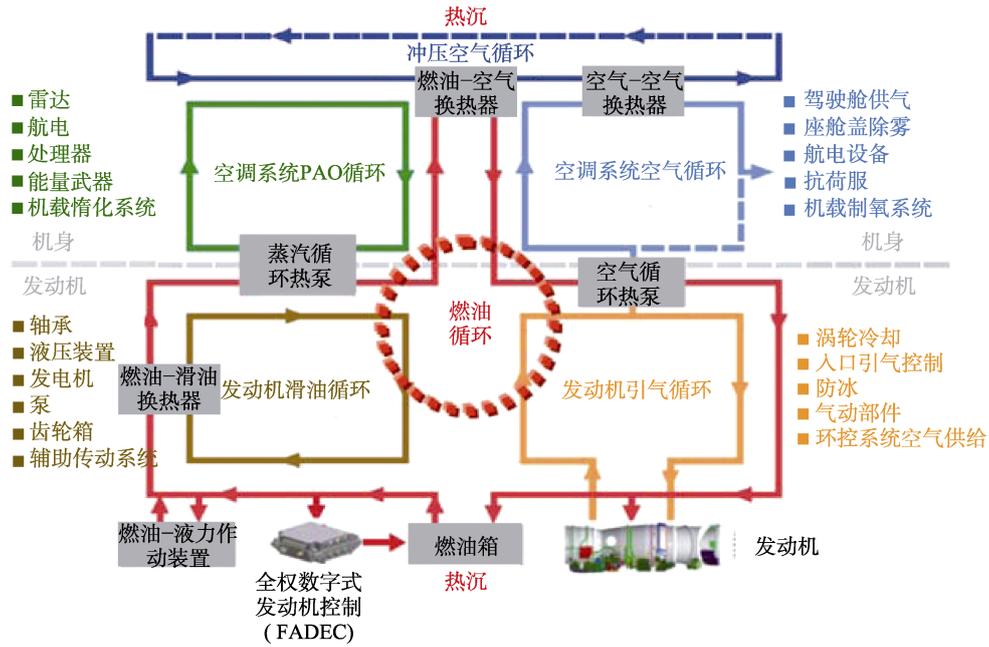


图 5 基于燃油系统等综合热管理
Fig.5 Thermal management based on fuel system

综合动力装置为核心的机电系统综合热/能量管理系统，初步实现了能量优化^[23-24]。F-35 的 T/EMM 是美国综合飞行器能量技术计划 (INVENT) 成果的典型应用。高超声速飞行器的布局更加紧凑，系统功能集成度会更高，受限于热沉和散热途径，其热管理将更加强调热能综合利用和管理，各系统热管理之间耦合度更紧密，热沉利用更加动态化和高效化。

表 3 给出了一代到四代国外战斗机热管理系统的发展情况，并预测了未来飞机热管理系统的发展趋势^[25]。随着热载荷散热需求的增加，热管理系统制冷能力要求同步增加，在有限热沉、安装空间、质量等多因素限制下，热管理系统向自适应控制方向发展，通过动态梯级利用热沉，采用高效换热手段，提高热管理系统效率，降低系统总质量。

2.3 高超声速飞行器综合热管理技术

美国开展整机综合热管理研究比较早。自 20 世

纪 90 年代起，美国相继推出了一系列研究计划，通过提高能源与热管领域相关的基础科研、模型开发、仿真分析、系统综合、地面演示验证等系列研究，旨在加快提高相关领域技术成熟度，以保证美国空中力量优势。其中各个计划中热科学以及热管相关的研究内容如图 6 所示^[26-29]。

表 3 国外战斗机热管理系统
Tab.3 Thermal management systems of foreign aircrafts

战斗机	制冷能力/kW	管理方式	系统质量/kg	系统效率
一代机	无	无	无	无
二代机	2~5	简单	60~80	0.2~0.3
三代机	10~20	采集/控制	130~200	0.5~0.7
四代机	40~60	采集/控制	250~300	0.7~0.8
未来飞机	80~200	采集/控制/评估/自适应	250~400	0.8~0.9



图 6 美国综合热管理相关计划及研究内容

Fig.6 Relevant projects and research contents of integrated thermal management in USA

其中 INVENT 的核心子计划——建模需求和实施计划 (MRIP), 针对以往飞机设计中整机建模采用“静态”模型的不足, 利用基于模型的设计方法, 开展整机建模, 同时给出模块之间的能量传递关系, 包括热能、电能和机械能等的传递, 运用全机系统动态模型进行仿真与设计, 从而实现全机能量的

优化设计。MRIP 中热能在任务级“从头到尾”模型的设计框架如图 7 所示^[30]。框架中明确了飞机热载荷模块、飞行器系统特性模块、发动机特性模块、燃油热管理系统模块、动力热管理模块, 实现了内外环境的耦合建模, 完整覆盖飞行器综合热管理主要因素。

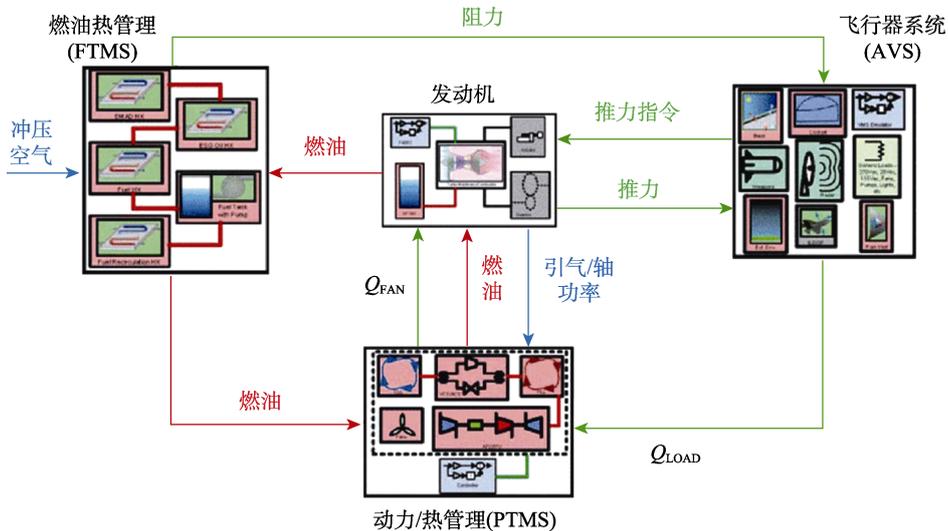


图 7 飞行器热管理模型

Fig.7 Thermal management models of vehicles

通过上述一系列热管理相关的基础科学研究计划, 美国已经建立了能热综合设计、仿真与试验验证技术体系, 基本具备了高超声速飞行器能热综合设计的能力。

3 综合热管理关键技术研究进展

3.1 先进热管理关键技术

先进综合热管理技术的关键技术重点围绕改善热防护综合性能以及热管理热能生成、采集、输送、储存和排放过程所涉及的关键技术和基础研究, 具体包括以下 4 个方面。

1) 轻质多功能热防护技术。气动热是高超声速飞行器典型特点, 受限于现有结构材料耐温性和质量要求, 轻质、集承载、防热一体化多功能结构设计是未来热防护结构发展的大趋势。由于主动热防护技术具有传热效率高、防护性效果好、质量轻等特点, 具备主动热防护功能的结构 (如复合冷却结构、仿生发汗冷却结构、再生冷却结构) 将会发挥越来越大的作用。

2) 高效热利用技术。针对飞机外表面气动热、发动机燃烧热高品质稳定热源, 通过热沉进行热管理, 会造成热沉大量浪费, 通过热电转化技术实施热能利用是比较有前景的手段。热电转换技术手段主要包括半导体温差发电、碱金属热电转换、磁流体发电等直接热电转换技术和斯特林循环、朗肯循环、布雷

顿循环等热力循环发电^[31]。热电转化技术尚未应用到机上, 对比较成熟的布雷顿循环, 技术存在转换效率低、比功率低的特点, 机上利用需要显著提高热电转换效率、比功率, 系统集成化轻质化研发。另外, 对于直接热电转化技术, 应增加超导材料、半导体材料等基础材料科学投入, 增大材料耐温性和力学特性, 加快技术成熟度。

3) 大功率部件热管理。随着机载设备高功率化、集成化, 开展高效发电机、高功率雷达、电动作动装置等大功率电子设备和高功率密度有效载荷热管理研究将是源头降低热量的一项重要手段。一方面, 通过降低部件发热量, 提高部件级热管理效率; 另一方面, 通过提高部件敏感元器件的耐温性, 进而提高设备的环境耐受性。部件级热管理能力提升, 将降低飞机设备舱内热管理系统的复杂度, 并且降低热沉需求。

4) 高效换热/储热技术。采用高效换热技术, 通过热载荷采集、传输, 有效提高部件以及热管理系统的换热效率, 继而提高热沉利用率, 降低热沉用量。高效换热技术包括高效紧凑型换热器、喷雾、射流冷却、热管、纳米流体强化换热、微槽道换热等单一方式和多种形式组合的复合换热方式。储热技术主要侧重于相变材料的储热应用, 相变储热可以有效缓冲高热流热载荷对热管理系统的冲击, 储热技术需要考虑储热速度和储热效率两大关键要素。通过增加相变储热材料传热性能、增加有效换热面积等方式实现相变储热系统的强化传热^[32-33]。

3.2 高超声速飞行器内外一体化耦合设计

当高超声速飞行器高超声速长航时飞行时,飞行器表面大面积气动热可达几十 kW/m^2 量级。一方面,飞行器结构热防护作用趋于稳态,气动热“热透”飞行器结构进入飞行器舱内;另一方面,随着设备高能化设备热增加,飞行器内环境热环境变得更加严苛,高超飞行器面临严峻的内外热环境。同时,受限于高超飞行器有限热沉与载质量资源,高超声速飞行器内外热管理面临着高效和减质量双重挑战。

目前,飞行器气动热、热防护以及舱内热管理内外热分析与系统热设计都相对独立,热防护与热管理设计耦合度很低,系统设计冗余度大。面对高超声速飞行器长航时飞行热量累积效应更加严重的情况下,从热总体角度,开展高超飞行器舱外热流环境评估、舱内热环境分析以及飞行器内外一体化耦合热分析,进行高超声速飞行器内外环境热管理一体化耦合设计与优化,将成为飞行器热分析研究领域的重点发展方向^[34]。通过高超飞行器热综合管理设计,精细化提高系统效率,在保证飞行器热安全的前提下,尽量减少不必要的安全冗余,降低载荷和有效空间负担^[35-36]。

3.3 综合热管理系统快速建模与分析

高超声速飞行器面临复杂的外部与内部热环境,舱外气动热、发动机废热通过热传导、辐射等手段传导至舱内,舱内环境通过热传导、辐射、对流换热等手段高度耦合。舱内外热载荷联合作用导致整个换热过程极其复杂,并涉及环控、燃油、液压等多个系统,包含电、热、机械和控制多个学科。传统建模分析中不同学科建模方式存在差异,模型之间接口匹配性差,面对高超声速飞行器不同时段与不同任务阶段,主要热载荷不同,且载荷峰值波动比较大的特点,传统建模手段很难实现时域与任务域 2 个维度的快速建模与仿真分析^[37]。通过开展模块化与标准化建模,定义各子系统之间的共享载荷和能源等信息,建立系统间标准化接口,利用层级式和分布式架构等方式实现多系统、多学科之间数据联通,实现子系统之间数据同步与共享,进而大大缩短建模与分析时间。通过定义开放式、模块化接口,降低热管理系统新技术综合的难度。优化控制策略,在子系统之间根据需要动态分配能源,提高系统能源的利用效率,降低各子系统的设计余量。

在此基础上,开展部件精细化与系统集成化兼顾的热分析,提高热管理系统效能与动态管理能力,降低系统冗余。通过热管理系统综合仿真,一方面可以通过不同系统协同仿真,打破系统之间独立的设计,降低系统冗余性;另一方面,通过综合热管理系统可以实现时间级和任务级等多维度和多颗粒度仿真,更贴近真实热管理需求。

4 结语

飞行器内外高热流环境是高超声速飞行器典型特性,热相关问题是亟待解决的难题。飞行器需要具有更强、更智能的热管理能力,需要发展数字控制综合热管理技术。热管理手段从单一形式换热向复合形式、综合一体化形式转换,热管理效率逐步提升。热管理技术从局部热量控制到全机综合热管理,从简单状态控制到数字综合控制。不仅仅是系统层级通过新方法解决问题,而且是通过现有技术优化,通过局部部件优化或者系统优化,实现应用创新,提高系统热效率,从而实现热沉利用率提升。热管理综合化,不仅有助于优化系统设计,更将有助于提高系统效能和设计精度,降低系统冗余,提升高超声速飞行器效能。

参考文献:

- [1] 黄得刚.高超声速飞行器路径规划、制导与控制研究[D].西安:西北工业大学,2016.
HUANG De-gang. Path Planning, Guidance and Control for a Hypersonic Vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016.
- [2] WOOLF A F. Conventional Prompt Global Strike and Long-Range Ballistic Missiles: Background and Issues[R]. The Submarine Review, 2013.
- [3] 桂业伟,唐伟,杜雁霞.临近空间高超声速飞行器热安全[M].北京:国防工业出版社,2019.
GUI Ye-wei, TANG Wei, DU Yan-xia. Thermal Safety Issues of Near-Space Hypersonic Vehicles[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2019.
- [4] JACKSON T A, EKLUND D R, FINK A J. High Speed Propulsion: Performance Advantage of Advanced Materials[J]. Journal of Materials Science, 2004, 39(19): 5905-5913.
- [5] MARLEY C D. Thermal Management in a Scramjet-Powered Hypersonic Cruise Vehicle[D]. Ann Arbor, MI, USA: University of Michigan, 2018.
- [6] 桂业伟.高超声速飞行器综合热效应问题[J].中国科学:物理学 力学 天文学,2019,49(11):139-153.
GUI Ye-wei. Combined Thermal Phenomena of Hypersonic Vehicle[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2019, 49(11): 139-153.
- [7] SONG K D, CHOI S H, SCOTTI S J. Transpiration Cooling Experiment for Scramjet Engine Combustion Chamber by High Heat Fluxes[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1): 96-102.
- [8] 孙弘原.超燃冲压发动机燃烧室煤油再生冷却研究[D].长沙:国防科学技术大学,2009.
SUN Hong-yuan. Investigation of Kerosene's Regenerated Cooling of Supersonic Combustion Chamber[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [9] MEHTA J, CHARNESKI J, WELLS P. Unmanned Aerial

- Systems (UAS) Thermal Management Needs, Current Status, and Future Innovations[C]//10th International Energy Conversion Engineering Conference. Atlanta: AIAA, 2012.
- [10] 闵昌万, 付秋军, 焦子涵. 史记·高超声速飞行[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
MIN Chang-wan, FU Qiu-jun, JIAO Zi-han. Historical Records Hypersonic Flight[M]. Beijing: Science Press, 2019.
- [11] 段卓毅. X系列飞行器概览[M]. 北京: 航空工业出版社, 2017.
DUAN Zhuo-yi. Survey of X-planes[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2017.
- [12] 王璐, 王友利. 高超声速飞行器热防护技术研究进展和趋势分析[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(1): 1-6.
WANG Lu, WANG You-li. Research Progress and Trend Analysis of Hypersonic Vehicle Thermal Protection Technology[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(1): 1-6.
- [13] KELLY H, BLOSSER M. Active Cooling from the Sixties to NASP[R]. NASA Sti/Recon Technical Report, 1994.
- [14] DARYABEIGI K. Thermal Analysis and Design of Multi-Layer Insulation for re-Entry Aerodynamic Heating[C]//35th AIAA Thermophysics Conference. Anaheim: AIAA, 2001.
- [15] 许青. 高超声速飞行器热防护系统概念设计与分析方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
XU Qing. Research on Conceptual Design & Analyze Methods for Tps of Hypersonic Vehicles[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [16] GLASS D. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008.
- [17] 周印佳, 张志贤. 航天器可重复使用热防护技术研究进展与应用[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(5): 27-40.
ZHOU Yin-jia, ZHANG Zhi-xian. Research Progress and Applications of Reusable Thermal Protection Technology for Spacecraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(5): 27-40.
- [18] 屠敏, 袁耿民, 薛飞, 等. 综合热管理在先进战斗机系统研制中的应用[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523629.
TU Min, YUAN Geng-min, XUE Fei, et al. Application of Integrated Thermal Management in Development of Advanced Fighter System[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523629.
- [19] 高光波, 韩林森. 机载激光武器热管理系统研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(7): 93-96.
GAO Guang-bo, HAN Lin-sen. Study on Thermal Management of Airborne Laser Weapon[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(7): 93-96.
- [20] 于喜奎, 毛羽丰. 高超声速飞机热管理系统控制模型构建与仿真[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 741-751.
YU Xi-kui, MAO Yu-feng. Research and Simulation of Hypersonic Aircraft Thermal Management System and Its Control Model[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 741-751.
- [21] 王浚, 王佩广. 高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(10): 1129-1134.
WANG Jun, WANG Pei-guang. Integrated Thermal Protection and Control System Design Methodology for Hypersonic Vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1129-1134.
- [22] 陈悦. 飞机燃油系统热负荷计算及热管理分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
CHEN Yue. Heat Sink Calculation and the Analysis of Thermal Management for Aircraft Fuel System[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [23] 莫骏韬. 飞机综合一体化热/能量管理系统仿真及优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
MO Jun-tao. Research on Simulation and Optimization of Aircraft Integrated Thermal/Energy Management System[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [24] 雷屹坤. 飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
LEI Yi-kun. Research on Scheme of Integrated Thermal and Energy Management System of Aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [25] 曹煜国, 周伟, 王鹏. 飞机综合热管理系统发展及试飞验证技术研究[J]. 中国科技信息, 2020(5): 42-44.
CAO Yu-guo, ZHOU Wei, WANG Peng. Development of Aircraft Integrated Thermal Management System and Research on Flight Test Verification Technology[J]. China Science and Technology Information, 2020(5): 42-44.
- [26] 王子熙. 美国能量优化飞机设计方法与关键技术[J]. 航空科学技术, 2014, 25(5): 7-12.
WANG Zi-xi. Design Method and Key Technologies of US Energy Optimized Aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(5): 7-12.
- [27] 孙友师. 从多电飞机到能量优化飞机——美国空军航空机电领域发展计划浅析[C]//2015年第二届中国航空科学技术大会. 北京: 中国航空学会, 2015.
SUN You-shi. From MEA to EOA—Analysis of USAF Development Programs Related to Aircraft Systems[C]//The 2nd China Aviation Science and Technology Forum. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [28] 孙友师. 美国空军研究实验室投资下一代电力、热管理与控制技术[J]. 国际航空, 2018(6): 72-74.
SUN You-shi. AFRL Invests in Next-Generation Power,

- Thermal Management and Control Technologies[J]. International Aviation, 2018(6): 72-74.
- [29] WALTERS E, AMRHEIN M, O'CONNELL T, et al. INVENT Modeling, Simulation, Analysis and Optimization[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2010.
- [30] BODIE M. Power Thermal Management System Design for Enhanced Performance in an Aircraft Vehicle[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2010.
- [31] 詹景坤, 王小辉, 蔡昱. 热电转换技术在高超声速飞行器中的应用设想[J]. 电子测试, 2018(4): 27-29.
ZHAN Jing-kun, WANG Xiao-hui, CAI Yu. The Application Study on Thermoelectric Conversion Technology in Hypersonic Aircraft[J]. Electronic Test, 2018(4): 27-29.
- [32] 李昭, 李宝让, 陈豪志, 等. 相变储热技术研究进展[J]. 化工进展, 2020, 39(12): 5066-5085.
LI Zhao, LI Bao-rang, CHEN Hao-zhi, et al. State of the Art Review on Phase Change Thermal Energy Storage Technology[J]. Chemical Industry and Engineering Progress, 2020, 39(12): 5066-5085.
- [33] 田浩, 曹智睿. 一种适用于高热流密度芯片的微槽道冲击射流冷却系统[J]. 暖通空调, 2017, 47(10): 137-141.
TIAN Hao, CAO Zhi-rui. Micro-Channel Jet Cooling System for High Heat Flux Chips[J]. Heating Ventilating & Air Conditioning, 2017, 47(10): 137-141.
- [34] 刘开磊, 王纯, 魏太水, 等. 高速飞行器综合热管理方案快速仿真平台[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 353-359.
LIU Kai-lei, WANG Chun, WEI Tai-shui, et al. Rapid Simulation Platform for Integrated Thermal Management System of High-Speed Aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 353-359.
- [35] 时圣波, 唐硕, 梁军. 临近空间飞行器防隔热/承载一体化热结构设计及力/热行为[J]. 装备环境工程, 2020, 17(1): 36-42.
SHI Sheng-bo, TANG Shuo, LIANG Jun. Design and Thermomechanical Behavior of Full-Composite Structurally Integrated Thermal Protection Structure for near Space Vehicles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(1): 36-42.
- [36] SHI Sheng-bo, CHEN Yong, DAI Cun-xi, et al. Modeling the High Temperature Behavior of All-Composite, Corrugated-Core Sandwich Panels Undergoing Ablation[J]. Thin-Walled Structures, 2021, 164: 107742.
- [37] FISHER T, YERKES K, BYRD L, et al. Dynamic Thermal Management for Aerospace Technology: A Review and Outlook[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee: AIAA, 2015.

责任编辑: 刘世忠