

高超声速飞行器热管理关键技术及研发进展

苟建军, 胡嘉欣, 常越, 陈兵, 龚春林*

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

摘要 从热能排散和再利用的角度介绍了高超声速飞行器热管理关键技术及进展情况。针对热能排散技术, 介绍了被动/半主动/主动耐热结构、承载/耐热以及其他多功能结构; 针对热能再利用技术, 介绍了再生冷却和热电转换技术; 从现有热管理技术的特点和研究现状出发, 提出了高超声速飞行器热管理技术的发展趋势。

关键词 高超声速; 热管理; 热能排散; 热能再利用

飞行器的热管理是指通过控制热能的产生、排散和回收再利用, 以保证飞行器的安全。随着高超声速尤其是组合动力技术的发展, 高超工程出现可重复使用、宽包线飞行和长时间高速巡航等典型需求。典型的宽包线和长航时飞行器模拟图见图1。高超声速飞行器面临的热环境具有如下特点: 1) 热源复杂, 主要包括飞行器穿越大气层或在大气层内飞行时产生的气动热、发动机燃烧室工作时的燃烧热以及内部大功率设备的散热; 2) 热载荷大^[1-2], 高温部位如尖锐前缘、进气道唇口等的气动热流密度可达兆瓦级以上; 3) 入轨飞行器的热环境随弹道变化剧烈; 4) 机体/发动机一体化设计, 这是高超声速飞行器的最大特点, 使得热管理系统的设计难度更大, 例如设计边界必须统筹考虑气动

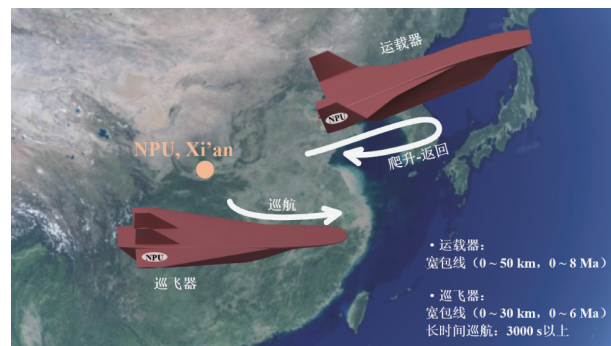


图1 典型高超声速运载器和巡飞器及其任务特点

热和燃烧热, 设计约束包括温度控制、结构和推进性能等。

高超声速飞行器复杂的热环境和设计需求对热管理系统的开发提出了挑战。本文主要从热能

收稿日期: 2019-07-19; 修回日期: 2019-11-20

基金项目: 国家自然科学基金青年基金项目(51806175); 中央高校基本科研业务费专项基金项目(3102019HTXM004)

作者简介: 苟建军, 助理教授, 研究方向为飞行器热管理, 电子信箱: jj.gou@nwpu.edu.cn; 龚春林(通信作者), 教授, 研究方向为飞行器总体设计, 电子信箱: leonwood@nwpu.edu.cn

引用格式: 苟建军, 胡嘉欣, 常越, 等. 高超声速飞行器热管理关键技术及研发进展[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 103-108; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.009

排散和回收利用两个方面,论述高超声速飞行器的热管理关键技术及进展情况。图2为飞行器热能排散和再利用系统示意。热能排散是指通过疏导、防热和隔热等手段,并利用辐射耗散的形式,阻隔热能进入机体以保证设备、燃油等的安全;而再利用是指通过再生冷却或热电转换等技术,将废热转化为推进能或电能,达到废热的回收利用。在实际工程中,需要根据飞行器的任务弹道、构型及热环境等设计出合理高效的热管理系统。以图1所示的宽包线运载器和长航时巡飞器为例,前者具有宽的飞行速度域(0~8 Ma)和空域(0~50 km),热环境严苛且变化剧烈,因此需要高效的热能排散方案以确保飞行器的安全;而后者则具有相对较窄的飞行包线,但巡航时间较长,气动热载巨大且较为稳定,因此,开发热能的回收再利用技术可实现更高效的热管理。

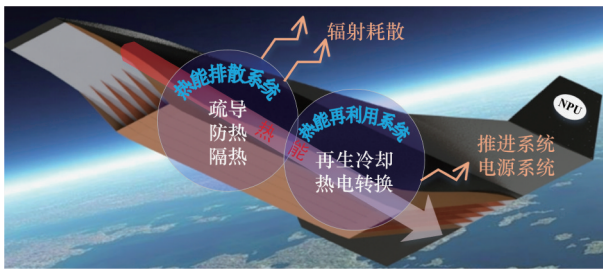


图2 热能排散和再利用系统示意

1 热能排散技术

对于高超声速飞行器而言,疏导和耗散是最主要的气动热排散形式,即将热量从高温区域传递至低温区域,最终通过辐射耗散掉,从而保证飞行器内部结构、设备和燃料的安全。目前大部分飞行器热防护方案采用疏导式或耗散式的防热技术,可称为热能排散技术,按照冷却方式的不同分为被动、半主动和主动排散技术,根据结构功能的多样性可分为防热结构和多功能结构。

1.1 被动/半主动/主动热能排散技术

被动式排散技术主要利用耐高温材料及相应隔热结构阻止热量进入机体内部,而半主动和主动技术则需要利用冷却工质带走、隔离或消耗热量,以期达到热能排散的目的。其中,半主动式包括热管、相变控温、发汗冷却技术等,不消耗冷却工质,

例如,高温热管利用热管内部工质将高热流区热量传递到低热流区等;而主动式包括对流冷却、液膜冷却技术等,需要借助额外的辅助系统,例如液膜冷却需要携带额外的冷却剂,在被保护结构的表面形成低温液膜层以防止热量进入。目前被动式热能排散技术在研发和应用上最为成熟,但其效率较低,而半主动和主动技术排散效果较好,但其结构复杂性以及成本较高。

针对具体飞行器,应基于被动、半主动和主动热能排散技术的特点,根据飞行器不同部位的热载情况,进行热防护系统(热能排散)的设计。例如,笔者课题组针对某高超声速运载器,根据其气动热和燃烧热载荷情况,构建的热防护系统初步方案如图3所示,在低温区域如背风面使用被动防热方案;高温部件如前缘、唇口、燃烧室以及尾喷管等使用被动与半主动以及主动相结合的热能疏导和耗散方案;设备舱内的温度可通过液体蒸发器等设备进行控制。

1.2 多功能结构

多功能结构是指可实现承载、隔热和防热等多种功能的结构,目前常见的多功能结构包括承载/防热一体化结构以及满足其他功能的复合结构。

目前主要的承载/防热一体化方案包括^[1]:波纹夹芯型(图4(a)^[3])、改进的波纹夹芯型(图4(b)^[3])、刚性隔热条、多层级及蜂窝夹芯型方案等。与传统防热瓦、隔热毡等热防护结构相比,承载/防热一体化方案具有如下优点:结构效率提升,且面板多由轻质高强的金属或复合材料制成,可有效降低飞行器质量;可与蒙皮一起封装形成模块化结构,易于低成本地制备、安装和维护;结构参数更多,设计自由度更大。

另外,类似于承载/防热一体化结构,还有其他功能更加多元的复合结构概念,如本课题组基于热电材料开发的承载/防热/供电多功能结构^[4]、德克萨斯农工大学开发的承载/防热/振动控制多功能结构^[5]。理论上,这种多功能的复合结构具有更高的热管理效率,但目前的研究和应用还不够,尤其是相较于传统防热结构的效率对比评估,需要大量后续研究。

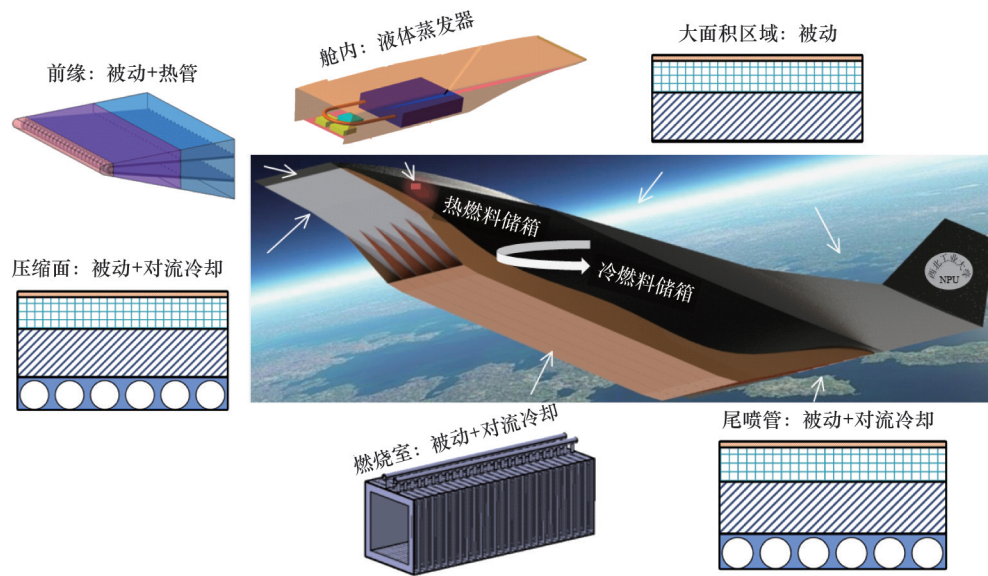
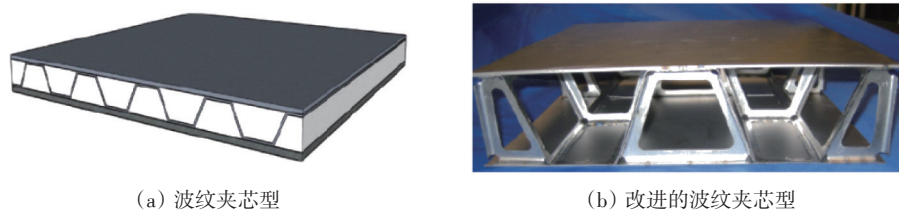


图3 飞行器热防护系统总体方案



(a) 波纹夹芯型

(b) 改进的波纹夹芯型

图4 典型承载/隔热一体化方案

2 热能再利用技术

传统的热防护技术以“阻隔热量”的思路为主,为了保证飞行器的安全,热防护系统需要较好的耐高温和隔热性能,在严苛的高超声速飞行环境中,传统热防护系统需要超大的结构尺寸和超高的系统质量来满足防护需求,整体防护效率较低。因此,改变设计思路,从热能再利用的角度,开发更加高效的热能管理技术是高超声速工程发展的核心问题之一。飞行器产生大量的热能,如果加以利用,不仅可以解决热防护问题,也可以创造出可用能源,提高飞行器设计的能效比。可见,为了适应高超声速飞行器复杂的热环境,还需要从热能再利用的角度探索更加高效的热管理形式。

目前,热能再利用技术主要分为两类:再生冷却和热电转换技术。

2.1 再生冷却技术

再生冷却技术是指工质流过冷却通道时,通过

对流换热的方式,吸收来自壁面的热量,降低壁面温度。同时,工质吸收热量后得到预热,最后进入燃烧室参与燃烧的技术。以飞行器发动机燃烧室为例,通常在发动机固体壁面内开冷却通道,以液氢或碳氢燃料为冷却剂,对发动机室壁进行对流冷却,同时燃料将废弃的热量带至燃烧室。再生冷却本质上是一种对流冷却,多应用于各种动力系统如冲压发动机^[6-9]、火箭发动机^[10-11]及组合动力^[12-14]的燃烧室和喷管等部位。

对于高超声速飞行器,尤其是巡航飞行器而言,机体热载非常大且较为稳定,再生冷却技术具有重要的应用前景,但目前相关研究非常少。尤其是再生冷却与被动热防护系统之间相互影响,阐明相关耦合机理对于飞行器热管理系统及总体设计至关重要。例如,冷却工质、工质初始温度、工质温升等影响被动热防护系统的型号选择及规模,而热防护材料、结构则影响再生冷却系统的冷却通道布局、换热效率等。本课题组针对某高超声速飞行器

(图2)开展了再生冷却与被动热防护结构的耦合设计(图5),开发了一套适用于机体全局的再生冷却网络,降低了被动热防护系统质量^[15-16]。另外,飞行器机体的再生冷却网络与发动机燃烧室的再生冷却系统对接,即可实现气动热和燃烧热的统筹管理,而两个系统间的对接和协调,还需要进一步研究。

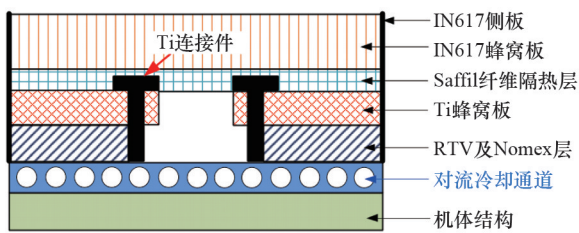


图5 典型的被动热防护(二代超合金蜂窝板)与再生冷却耦合方案示意

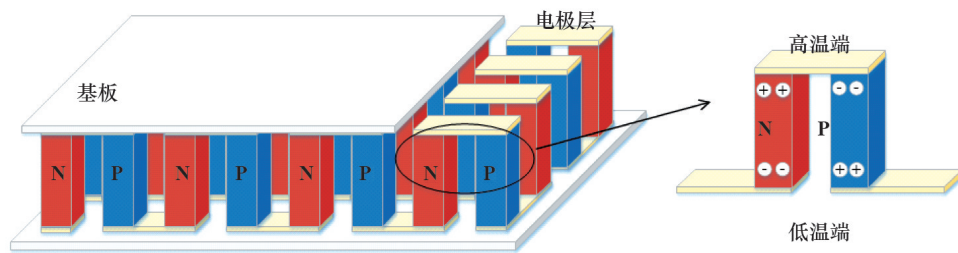


图6 热电模块及其工作原理

目前,已经开发出了高温($>900\text{ K}$)^[4, 9]、中温($500\sim 900\text{ K}$)^[17]及低温($<500\text{ K}$)^[18-19]热电材料或热电转换器件,以及适应较宽温域范围的多级结构方案^[20]。对于飞行器,尤其是高超声速飞行器,热电转换模块的开发需要考虑结构的约束以及热环境的复杂性(例如,大温度范围、热流变化剧烈)。笔者课题组针对某高超声速飞行器(图2)的热环境和结构特点,提出了如图7^[4]所示的热电多功能结构概念。最外层采用耐高温非烧蚀陶瓷基复合材料作为隔热层,利用陶瓷基复合材料的耐烧蚀、抗氧化特性抵抗外界的气动加热;中间芯层采用高温热电材料和多孔隔热材料组成的热电模块,一方面阻隔气动热进入结构内部,另一方面转化部分热能为电能,输送给电气能源系统,提高耐热结构的整

2.2 热电转换技术

热电转换技术(TE, thermo-electric conversion)是指将热量转化为电能的技术,可通过热电材料的塞贝克效应实现。如图6所示,若热电材料两端具有温度梯度,则热端的载流子往冷端扩散,引起电动势,P型材料和N型材料会产生相反的电势方向,因此一对热电材料会产生较大的电势。热电材料的第1个研究高峰出现在20世纪50—60年代,期间发现了室温区的碲化铋系合金(BiTe)、中温区的碲化铅系合金(PbTe)以及高温区的硅锗系合金(SiGe)等多种热电材料,热电优值(热电转换效率评估参数)均在1左右。20世纪90年代以来,热电材料迎来第2个研究高峰,期间发明了多种新型热电材料,实验室制备的纳米热电材料的热电优值可超过2。

体效率。研究表明,若在该飞行器的压缩面上布置该结构,则在满足耐热需求的同时,还可输出上千瓦的电能^[4]。

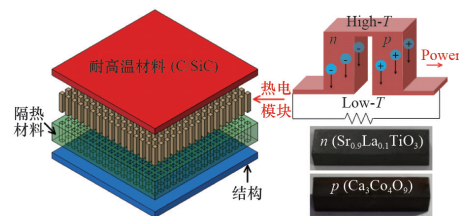


图7 热电多功能复合结构概念

目前热电转换技术在高超声速飞行器上的应用研究还极为有限,缺乏适应大温度范围($100\sim 1000\text{ }^{\circ}\text{C}$)的热电结构以及承载/隔热/供电多功能结构的开发和性能评估。

3 机体/发动机一体化设计带来的挑战

高超声速飞行器的最大特点是机体/发动机高度一体化,因此在进行热管理系统设计时,输入为气动热和燃烧热,约束为机体结构防热需求、设备舱温度控制需求、燃烧室防热需求、发动机进气性能等,涉及的关键部件包括机体前缘、压缩面、迎风面、发动机唇口、燃烧室及尾喷管等。设计约束之间具有强耦合关系,例如,飞行器前缘越尖锐,发动机进气性能越好,但气动热越剧烈,对防热方案的要求越高。可见,高超声速飞行器的热管理涉及大量的变量参数和学科耦合,系统开发难度非常大。目前,大部分的热管理系统设计中,机体和发动机的耦合程度较低,基于前期探索,笔者课题组认为,高超声速飞行器机体和发动机热管理系统的一体化可借助于再生冷却技术,相关设计方法还需要进一步研究。

4 结论

高超声速飞行器热环境复杂,传统的防热技术或者单种技术无法满足热管理需求,需要基于现有技术的特点和研究现状,开发高效的热管理系统,以实现飞行器热能排散和回收再利用的一体化管理和高效控制。具体地,对于高超声速飞行器而言,关键在于:(1) 设计高效的热能排散系统,可通过优化设计被动/半主动/主动结合热防护系统,应用新型多功能结构方案,以较小的质量代价实现大量热能的辐射耗散;(2) 构建热能再利用系统,可基于再生冷却及热电转换等技术实现废热的再生利用,提高飞行器整体的能效比;(3) 开展机体与发动机再生冷却系统的一体化设计,以实现高超声速飞行器高效热管理系统的开发。

参考文献(References)

- [1] Gori F, Corasaniti S, Worek W M, et al. Theoretical prediction of thermal conductivity for thermal protection systems[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2012, 49: 124-130.
- [2] Rong Y, Wei Y, Zhan R. Research on thermal protection by opposing jet and transpiration for high speed vehicle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 48(Supplement C): 322-327.
- [3] 王一凡. 面向高速飞行器的波纹夹芯型一体化热防护设计及热力耦合分析方法研究[D]. 西安: 西北工业大学航天学院, 2017.
- [4] Gong C L, Gou J J, Hu J X, et al. A novel TE-material based thermal protection structure and its performance evaluation for hypersonic flight vehicles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 77: 458-470.
- [5] Ochoa O O. Functionally graded multifunctional hybrid composites for extreme environments[R]. Texas: Texas A & M University, 2010.
- [6] Bouchez M, Beyer S, Schmidt S. PTAH- SOCAR fuel-cooled composite materials structure: 2011 status[C]// 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [7] Bouchez M, Swiergiel N, Pradat F, et al. Challenge in robust design of composite architected structures[C]// 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Xiamen: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [8] Zhang C, Qin J, Yang Q, et al. Design and heat transfer characteristics analysis of combined active and passive thermal protection system for hydrogen fueled scramjet [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40 (1): 675-682.
- [9] Li X, Wang Z. Exergy analysis of integrated TEG and regenerative cooling system for power generation from the scramjet cooling heat[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 66(Supplement C): 12-19.
- [10] Ulas A, Boysan E. Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 24(1): 187-197.
- [11] 杨成骁, 王长辉. 液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热研究[J/OL]. [2019- 11- 20]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.190375>.
- [12] Hou Z Y, He G Q, Li W Q, et al. Numerical investigation on thermal behaviors of active-cooled strut in RBCC engine[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 113: 822-830.
- [13] Jing T T, He G Q, Li W Q, et al. Flow and thermal analyses of regenerative cooling in non-uniform channels for

- combustion chamber[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 119: 89-97.
- [14] Yan D, He G Q, Li W Q, et al. Thermal analysis of regenerative-cooled pylon in multi-mode rocket based combined cycle engine[J]. Acta Astronautica, 2018, 148: 121-131.
- [15] Gou J J, Chang Y, Yan Z W, et al. The design of thermal management system for hypersonic launch vehicles based on active cooling networks[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 159: 113938.
- [16] 胡嘉欣. 可重复使用RBCC运载器主要部位热防护方案研究[D]. 西安: 西北工业大学航天学院, 2019.
- [17] Li F, Zhai R, Wu Y, et al. Enhanced thermoelectric performance of n-type bismuth-telluride-based alloys via In alloying and hot deformation for mid-temperature power generation[J]. Journal of Materiomics, 2018, 4(3): 208-214.
- [18] Lv S, He W, Jiang Q, et al. Study of different heat exchange technologies influence on the performance of thermoelectric generators[J]. Energy Conversion and Management, 2018, 156(Supplement C): 167-177.
- [19] Lan S, Yang Z, Chen R, et al. A dynamic model for thermoelectric generator applied to vehicle waste heat recovery[J]. Applied Energy, 2018, 210(Supplement C): 327-338.
- [20] Cheng K, Qin J, Jiang Y, et al. Performance assessment of multi-stage thermoelectric generators on hypersonic vehicles at a large temperature difference[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 130: 1598-1609.

Research progress of thermal management technologies for hypersonic flight vehicles

GOU Jianjun, HU Jiabin, CHANG Yue, CHEN Bing, GONG Chunlin*

School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University; Shaanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory, Xi'an 710072, China

Abstract In this paper, thermal management technologies for hypersonic flight vehicles are reviewed from the point view of heat dissipation and reuse. For heat dissipation, concepts concerning such as passive/semi-active/active thermal protection, structure/thermal integrated protection, and other multi-functions are reviewed. For heat reuse, some regenerative cooling and thermoelectric conversion technologies are also reviewed. Finally, based on the characteristics and research progress of aforementioned technologies, some potential research fields of thermal management for hypersonic flight vehicles are proposed.

Keywords hypersonic; thermal management; heat dissipation; heat reusing ●



(责任编辑 王丽娜)