

先进的热防护方法及在飞行器的应用前景初探

吴亚东¹, 朱广生², 蒋平¹, 李强¹, 宁雷¹, 高波¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 随着航天技术的发展, 飞行器的热环境面临着新的变化, 对热防护提出了挑战。对各类主动热防护方式的原理、研究进展和应用现状进行了归纳总结。结合飞行器未来发展, 提出了适应于未来应用的基于相变工质的对流冷却、自适应膜相变冷却和发汗冷却的系统性主动热防护方式。并以此为基础, 提出了结合被动、半被动和主动热防护的飞行器全时域综合热管理思路。

关键词: 高超声速飞行器; 主动热防护; 相变; 发汗冷却; 热管理

中图分类号: V421

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2017) 01-0060-06

Advanced Thermal Protection Methods and Applications in Future Vehicles

WU Ya-dong¹, ZHU Guang-sheng², JIANG Ping¹, LI Qiang¹, NING Lei¹, GAO Bo¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: New challenge occurs in the field of thermal environment and thermal protection, with the development of space science. In the paper, different methods of active thermal protection are reviewed. In order to meet the demand of thermal protection system of future aircraft, a systemic method of phase-changed thermal protection is put forward, containing convection cooling, adaptive film cooling, and transpiration cooling. Furthermore, a new design method called "full-time thermal management" is brought out containing passive, half-passive, and active thermal protection methods.

Key words: Hypersonic vehicle; Active thermal protection; Phase change; Transpiration cooling; Thermal management

0 引言

随着航天技术进步, 飞行器以高速在大气层内驻留时间越来越长, 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、大总加热量转变, 这给工作在高超声速主流条件

下的飞行器部件的热防护设计提出新的挑战。同时, 新型飞行器各类变轨道、滑行、长时间可控等要求, 使得气动外形布局发生了根本的变化, 产生了有着尖锐前缘以及局部凸起物的外形研制需求。在高超声速气流下, 尖锐前缘和局部凸起物面临的热流密度很高, 加热时间也不断增加,

收稿日期: 2017-01-11; 修订日期: 2017-03-28

基金项目: 国家自然科学基金 (163299)

作者简介: 吴亚东 (1989-), 男, 博士, 工程师, 主要从事飞行器热防护设计。E-mail: yadongwu@vip.163.com

通讯作者: 朱广生 (1963-), 男, 博士, 研究员, 主要从事飞行器总体设计。E-mail: zgs_0128@163.com

同时需要避免外形发生变化。这给防热设计带来了极大的难题，迫切需要打破目前的传统防隔热方法的桎梏，探索更先进的防热方式和防热设计思路。

热防护的方式可分为被动热防护、半被动热防护和主动热防护。目前飞行器外表面热防护系统的主流是大面积被动防隔热结构加上局部的半被动烧蚀防热层。主动热防护概念虽提出多年，但航天领域的工程应用主要是在液体火箭发动机的燃烧室。近十多年来，用于其他部位如主流中头锥、壳体等部位的发汗冷却研究逐渐展开，但尚未得到工程化应用。

本文对主动热防护的研究进展和工程应用现状进行了梳理，在阐述各类先进热防护方式的优点和研究现状的基础上，针对飞行器不同部位各自的热环境特点，提出了利用相变冷却工质，进行系统性的主动/半主动热防护方式的设计方法。以此为基础，对结合主/被动防热技术的飞行器全时域综合热管理的思路进行了探索。

1 飞行器主动热防护技术概述

主动热防护技术用于较高的热流密度并持续长时间的气动加热。区别于被动和半被动热防护的最主要特点是主动强迫冷却工质工作，以改善飞行器的热环境。

最常采用的主动冷却方式是对流冷却，冷却剂在结构表面的夹层中流动，通过冷却剂带走热量使结构保持在一定温度范围内。对于自带燃料的飞行器，如运载火箭的液体火箭发动机或高超声速武器的超燃冲压发动机，采用循环液体燃料作为冷却剂，同时预热流体，这种冷却方式由于热量能再生利用被称为再生冷却^[1]。

另一种主动冷却方式是薄膜冷却，冷却剂在上游区域的离散位置进入外部流场中，在结构表面形成一个薄的温度较低的隔热层^[2]。这一冷却方式通常用于推进系统内部。如果供入冷却剂采用离散的小喷管，针对局部小区域进行冷屏蔽，称为喷射冷却或喷雾冷却。

最后一种主动冷却方式是发汗冷却。冷却剂通过结构表面的多孔材料喷射到热气流中，实现大面积的连续覆盖，从而减少进入结构的热流。作为冷却剂的流体由压力驱动，从多孔壁的低温侧渗入多孔介质，冷却剂在微多孔内流动同时与

多孔介质的固体骨架进行换热，然后在多孔壁的高温侧渗出并注入到壁面外高温主流流体边界层内，形成一层气膜，弱化壁面与高温主流流体的直接换热，使壁面温度被控制在安全水平^[3]。

2 主动热防护技术在航天领域的工程应用

2.1 液体火箭发动机主动热防护技术

液体火箭发动机推力室燃烧产物温度很高，液氧/煤油发动机推力室内的最高燃气温度超过 3800K，壁面的热流密度达到 $10 \sim 160 \text{ MW/m}^2$ ，因此除了采用耐热合金并增加隔热防护外，必须采用主动冷却系统^[4]。

采用对流冷却的发动机推力室身部做成内外两层壁，冷却剂在夹层中流动，自身温度升高，带走燃气传给推力室内壁的热量，如图 1 所示。冷却剂通常选用冷却性能较好的一种推进剂组元。

火箭发动机的发汗冷却内壁多孔材料主要有两种类型，一种是压制成的多孔层板，另一种是用金属粉末烧结称的多孔介质。目前为止已有包括 OMS 发动机、J-2 发动机在内的 10 余种发动机的燃烧室以及 SSME 的喷注面板采用这类先进的冷却技术，燃烧室压力从 4.14MPa 直至 20.68MPa，冷却剂工质包括四氧化二氮、水、氮气以及氢气等^[5-8]。

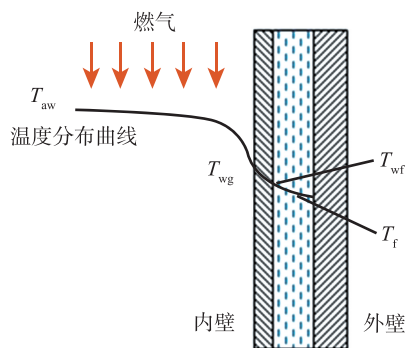


图 1 对流冷却示意图

2.2 超燃冲压发动机主动热防护技术

超燃冲压发动机 (scramjet) 是指燃烧在超声速下的冲压发动机，是实现高超声速巡航飞行较为理想的推力系统方案。作为目前高超声速飞行器研究的热点和前沿，是各大国争相追逐的领域。如美国的 NASP、Hyper-X、Hyfly、HyTech 等一系列的战略项目^[9]，俄罗斯传承苏联的“冷”(Холод) 计划氢燃料轴对称超燃冲压发动机、

“鹰”（Орёл 又称 IGLA）、“鹰-31”（Орёл-31）和彩虹-D2（Радуга-д2）计划等^[10]，法国的 PREOHA 项目^[11]，德国的 SANGER 两级入轨飞行器^[12]，以及德法两国合作的氢燃料双模冲压发动机 JAPHAR 计划^[13]等。我国一些科研院所和高校如航天三院、国防科大、29 基地等共同努力合作，在某些领域的研究也初具规模。典型的超燃冲压发动机结构如图 2 所示^[14]。

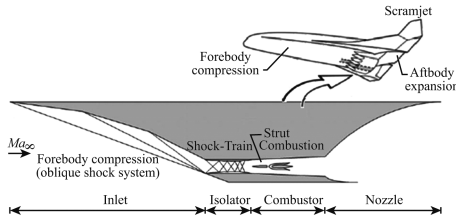


图 2 超燃冲压发动机结构示意图

20 世纪 90 年代至今，美国开展了多项高超声速计划，其中对超燃冲压发动机再生冷却技术方面有较多研究始于 1995 年的高超声速技术（Hy-Tech）计划。2003 年 6 月，世界上第一台碳氢燃料超燃冲压发动机 GDE-1 试验取得成功，尽管验证机的燃烧室和给再生冷却系统提供的燃料是两套独立的系统，未能形成一体化闭环，但试验成功表明在高马赫数下采用再生冷却系统进行热防护的可行性^[15]。热交换面板的管路系统结构如图 3 所示^[16]。

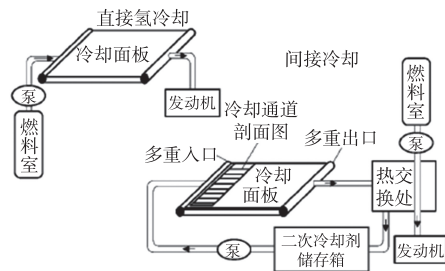


图 3 热交换面板主动冷却示意图

2.3 低空导弹红外视窗主动热防护技术

高速拦截导弹在大气层内超声速飞行时，由于迎面气流的气动加热，头部温度很高。由于精确制导导弹携带红外导引头，光学侧窗附近的气动加热会影响导引头的探测精度，因此，侧窗需要通过主动制冷来进行防护，这类头罩称为光学制冷头罩^[17]。在光学窗口前方开一条缝隙，布置一排小喷管，由喷管喷出低温冷却液，冷却液在附面层中形成液膜，蒸发后形成一层与光学窗口表面平行的薄超声速气膜，把外部高温气流与光

学窗口隔离开来，起到对光学窗口的冷却作用^[18]。头罩工作示意图如图 4 所示^[18]。

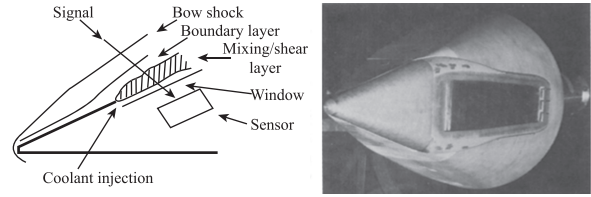


图 4 头罩工作示意图^[18]

制冷剂的选择范围较广，可以是液体，也可以是气体，从冷却效果来看液体更好。最常用的制冷剂有氮气、四氧化二氮、二氧化氮、氨、水、二氧化碳、空气等，其中液氨选用最为普遍^[20]。制冷剂供给控制系统主要由高压气瓶、冷却剂贮箱、充气阀、加注阀、电爆阀、电磁阀、节流孔板等部件组成。

2.4 头锥主动防热减阻技术

作为弹头主动热防护之一的逆向喷流方法，是在钝体头部设置一个喷口，反向喷射气流。逆向喷流在减阻防热方面能起到良好的作用，但同时使钝体头部流场变得非常复杂^[21-24]。流场结构如图 5 所示^[25]。

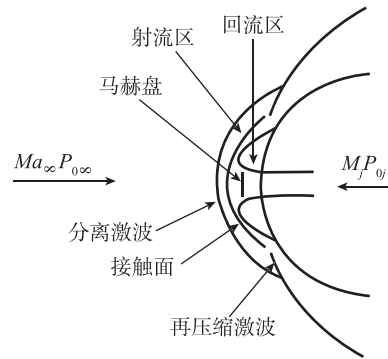


图 5 逆向喷流流场示意图

2.5 相变发汗冷却技术

相变发汗冷却利用液体冷却工质（一般为水）进行发汗冷却，充分利用工质的相变潜热吸收热量。目前尚未有工程应用，仍停留在机理性研究。Forest 等^[25]在德国宇航中心 L2K 电弧风洞中开展了水发汗冷却实验，实验件为陶瓷多孔介质头锥模型，成分为 91%氧化铝和 9%二氧化硅。证实液态水发汗的冷却效果远远高于氮气发汗，在局部位置，甚至造成了超过 1500K 的温降。尽管主流来流的总温已达 2000K，但当水的初始流量大于 0.2g/s 时，钝体表面却形成了冰壳层，如图 6 所示。这主要是由于风洞中压力很低，水渗流后发

生相变，凝固成冰。伴随着加热过程，冰层逐渐消失。

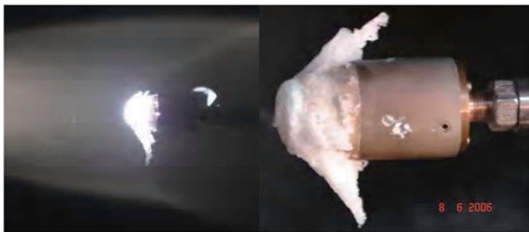


图 6 德国 DLR 液态水发汗冷却实验结果

中国科学技术大学 Wang 等^[26]利用镍基金属多孔介质材料，利用水作为冷却工质，在航天十一院的电弧风洞进行了相变发汗冷却的机理性研究，同样证实了良好的冷却效果，如图 7 所示。

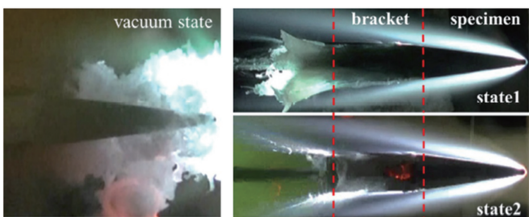


图 7 中国科学技术大学液态水发汗冷却实验结果

3 主动热防护在航天飞行器的应用前景

传统的航天飞行器设计对热问题一般是采用“隔热”的方式进行解决，即在明晰结构设计、环境条件等的基础上，通过被动的方式来抵抗热量的传入。过去航天飞行器在大气层内工作时间短，此方式是可行有效的。但随着飞行器技术发展不断，临近空间逐渐利用，飞行器面临着热环境的改变。面对这种形式，开展各类主动热防护的技术预先研究，积累技术储备，并探索实际工程应用的可行性，就显得尤为重要。

针对主动热防护的冷却特性，其应用前景主要包含 3 个方面：

1) 针对热流密度较低（数十 kW/m^2 ），但受热时间相对较长（1000s 以上），且对温度极为敏感的仪器舱等部件内部，利用液态水进行的流体回路相变主动热控制技术；

2) 针对中等热流密度（数百 kW/m^2 ），加热时间较短（100s 以下）的飞行器大面积部段外壁，利用相变填充材料进行的自适应膜冷却主动热防护技术；

3) 针对飞行器广义前缘类结构（超薄翼/栅格舵前缘，头部前缘等），热流密度较高（ MW/m^2 量级），加热时间范围广（从 100s 以下到 1000s

以上），利用液态水和多孔介质材料进行的相变发汗冷却主动热防护技术。

其基本框架如图 8 所示。

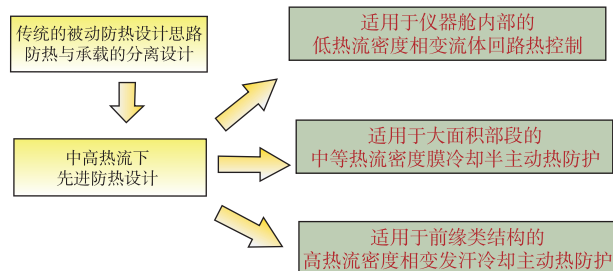


图 8 主动热防护应用前景

与此同时，飞行器热环境的变化应产生相适应的设计方法。面对多样的热防护方式，传统的先确定条件，再被动地适应这种条件，“穿棉袄”“贴补丁”的方式是否继续可行？设计人员应当有预先判断的嗅觉和眼光，变传统的被动防护为主动控制。采用一体化设计方法，即将气动加热环境、机体高温表面向外辐射散热、机体结构向机内传热分析、材料的强度特性、结构的热响应分析、结构的热膨胀变形以及结构内部冷却系统特性等耦合在一起进行设计和分析。同时，面对飞行器各个部件的特殊热环境条件，采用各自不同的被动、半被动、主动热防护方式。将飞行器的热问题融入初始参数设计之中，从而提高整个飞行器的设计指标和实际飞行性能。

4 飞行器全时域综合热管理思路

结合先进热防护方法探索，提出将被动的“热防护”升级为整体主动的“热管理”。热管理是一项集系统集成优化、热动力学分析、过程控制、协同设计分析于一体的综合性技术，需要设计人员突破原有的思维局限，从宏观全局的角度来分析问题。随着未来飞行器发展中关于“热”的一系列问题的逐步凸显，对热管理技术的深入研究也越显迫切，首先应当转变设计理念，本文抛砖引玉，提出一些思考。

飞行器综合热管理的建设非一朝一夕之功，需要相对前沿的机理性探索，也需要与我国飞行器设计规划研究相匹配。从目前的基础和今后的发展来看，基本可以沿着“三步走”的发展方案，分三步来实行：

(1) 补足短板，明晰主动热防护方案的技术特点，实现在飞行器上的工程应用

全时域热管理,必须对各种隔热方式有技术积累。综合目前发展趋势,主动热防护方式,必将是未来飞行器,特别是长时间高超声速大气层内飞行的飞行器,须要攻克的问题。应当对本技术的基础原理、实现形式进行探索,在局部应用的基础上,积累热设计经验。

(2) 丰富隔热应用形式,从单一工况设计走向全工况设计

在原有的隔热方式设计思想中,系统的隔热能力要满足最极端工况要求,同时,仍需要留余量。即针对单一工况下的设计,在全飞行器隔热绝对安全这一设计思想下进行设计。由于隔热应用形式的单一(热沉式结构加隔热层),不考虑各个不同部件的各自特点,而是简单地统一设计,并且按峰值考虑,这样会产生极大的冗余。

从热管理技术的本质上来说,就是要掌握各个不同部件在全工况下的热特性、性能与热特性的耦合关系、各热源与系统间的耦合关系,通过对各自精细化设计来实现全系统综合性能的提升;因此在明晰各种隔热方式,并有技术积累基础的情况下,全工况设计是未来热管理系统必须进行的变革。其一,热管理系统追求的不是各个部件在单一工况下的最优性能,而是要同时满足全系统整体在各种工况下的热控需求,从而降低余量,轻质化,提升指标。其二,除了隔热的需求外,热管理系统还需要兼顾原先各个结构系统,摆脱原有相对离散的设计状态,从整体出发,将其纳入全工况的热流匹配控制中去,进行结构和隔热的统一设计。其三,飞行器的内外结构本身是一个响应延迟滞后的系统,必须深入掌握各个部件在全工况工程中的热特性,而非某一瞬态下的热特性。结合主动热防护方式,有效进行隔热的调节与控制,从时间、空间的效应研究热特性的动态变化规律,以此指导设计。

(3) 从总体角度出发,考虑热管理系统控制手段,强化飞行器技术指标

在实现上两步的基础上,已经能够对全飞行器全工况,针对不同部件实现不同隔热方案辨析;能够对整体形成一个具体的热管理方案;能够在弹箭体建立起一个循环的主动热管理系统。这对于整体飞行器性能是一个提升。因而,设计思路可以进一步优化,在飞行器最初的论证步骤和初始数据确定之前,考虑热管理系统的控制手段,

通过该系统实现飞行过程中的优化,从而强化飞行器的技术指标,真正将热管理上升到整个飞行器设计的核心地位。

5 结论

本文对各类主动热防护方式的基本原理和国内外工程应用和理论研究情况进行了归纳总结。结合对未来飞行器发展的判断,提出了系统的相变热防护思路。即针对飞行器几个典型部位的特定热环境,分别进行低热流密度的相变流体回路隔热,中等热流密度的自适应半主动相变膜冷却隔热,以及广义前缘类结构极高热流密度下的多孔介质相变发汗冷却热防护。

在此基础上,提出了结合被动、半被动和主动热防护的飞行器全时域综合热管理思路,化被动隔热为主动控制和管理,给未来飞行器的总体设计和隔热设计提供一定参考。

参考文献

- [1] 蔡国飙,李家文,田爱梅,等.液体火箭发动机设计[M].北京:北京航空航天大学出版社,2011.
- [2] Glass D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles [R]. AIAA 2008-2682, 2008.
- [3] 金韶山.液体火箭发动机推力室及钝体头锥发汗冷却研究[D].北京:清华大学,2008.
- [4] 张其阳.液体火箭发动机推力室结构与冷却设计[D].北京:清华大学,2012.
- [5] Zinner W, Haeseler D, Mading C. Development of advanced technologies for future cryogenic thrust chamber applications [R]. AIAA 1997-3312, 1997.
- [6] Glass D E, Dilley A D, Kelly H N. Numerical analysis of convection/transpiration cooling [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38 (1): 15-20.
- [7] Robbers B A, Anderson B J, Hayes W A, et al. Platelet devices; limited only by one's imagination [C]. AIAA 2006-4542, 2006.
- [8] Haeseler D, Rubinskiy V. Experimental investigation of transpiration cooled hydrogen-oxygen subscale chamber [R]. AIAA 1998-3364, 1998.
- [9] Barthelemy R R. The National aero-space plane program-A revolutionary concept [C]. Proceedings of the Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Boston, MA, USA, 1991: 2382-2391.

- [10] 刘桐林. 俄罗斯高超声速技术飞行试验计划(一) [J]. 飞航导弹, 2000 (4): 23-30.
- [11] Falempin F, Scherrer D, Laruelle G, et al. French hypersonic propulsion program PREPHA-results, lessons and perspectives [R]. AIAA 1998-1565, 1998.
- [12] Hirschel E. The hypersonics technology development and verification strategy of the German hypersonics technology programme [R]. AIAA 1993-5072, 1993.
- [13] Novelli P, Koschel W. Progress of the JAPHAR cooperation between ONERA and DLR on hypersonic airbreathing propulsion [R]. AIAA 2001-1870, 2001.
- [14] 熊宴斌. 超声速主流条件发汗冷却的流动和传热机理研究 [D]. 北京: 清华大学, 2013.
- [15] Leonard C P, Amundsen R M, Bruce (III) W E. Hyper-X hot structures design and comparison with flight data [R]. AIAA 2005-3438, 2005.
- [16] 肖红雨, 高峰, 李宁. 再生冷却技术在超燃冲压发动机中的应用与发展 [J]. 推进技术, 2013 (8): 78-81.
- [17] Majeski J, Morris H. An experimental and computational investigation of film cooling effects on an interceptor forebody at Mach 10 [R]. AIAA 1990-0622, 1990.
- [18] Burzlaff B H. Active two-phase cooling of an IR window for a hypersonic interceptor [R]. AIAA 1993-2686, 1993.
- [19] 刘纯胜. 高速导弹光学头罩侧窗口制冷效果分析 [J]. 红外与激光工程, 2000, 29 (3): 68-72.
- [20] Fujita M. Axisymmetric oscillations of an opposing jet from a hemispherical nose [R]. AIAA 1994-0659, 1994.
- [21] Hayashi K, Aso S, Tani Y. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43 (1): 233-235.
- [22] Aso S, Hayashi K, Mizoguchi M. A study on aerodynamic heating reduction due to opposing jet in hypersonic flow [R]. AIAA 2002-0646, 2002.
- [23] 陆海波, 刘伟强. 迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统冷却效果研究 [J]. 物理学报, 2012, 61 (6): 064703.
- [24] 戎宜生. 飞行器迎风前缘逆喷与发汗防热机理及复杂流动算法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2000.
- [25] Van Foreest A, Sippel M, Guelhan A, et al. Transpiration cooling using liquid water [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, 23 (4): 693-702.
- [26] Wang J H, Zhao L J, Wang X C, et al. An experimental investigation on transpiration cooling of wedge shaped nose cone with liquid coolant [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 105 (3): 549-556.