

高超声速飞行器热防护技术 研究进展和趋势分析

王璐 王友利

(北京航天长征科技信息研究所,北京 100076)

文 摘 热防护技术是决定高超声速飞行器设计成败的关键要素。高超声速飞行器不同部位将承受不同的力、热载荷,需选择不同的热防护方案。以 HTV-2、X-37B 和 NASA 的亚轨道运输飞行器为例,系统介绍三类典型高超声速飞行器采用的热防护方案,并揭示了热防护技术的最新进展。未来,材料工艺技术和创新型热防护方案的研发,将进一步提升热防护系统的技术成熟度和适用范围,为各类高超声速飞行器的设计研制提供重要的能力保障。

关键词 高超声速飞行器,热防护系统,材料工艺

中图分类号:V45

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.01.001

Research Progress and Trend Analysis of Hypersonic Vehicle Thermal Protection Technology

WANG Lu WANG Youli

(Beijing Institute of Aerospace Long March Scientific and Technical Information, Beijing 100076)

Abstract Thermal protection technology is the key factor to the design of hypersonic vehicle. The different parts of hypersonic vehicle undertake different kinds of force and thermal loads, so different thermal protection projects are required. The paper takes HTV-2, X-37B and NASA suborbital transportation vehicle as examples, introduces three kinds of thermal protection projects and discloses the latest developments of thermal protection technology. In future, the development of material technology and innovative thermal protection program can improve the technology maturity and the scope of application of thermal protection system and provide a guarantee for the design of each kind of hypersonic vehicle.

Key words Hypersonic vehicle, Thermal protection system, Material technology

0 引言

高超声速飞行器在大气层内进行长时间的高速飞行,会产生很高的动压和气动加热效应。飞行器所承受的极大热载荷和力学载荷,对热防护系统与结构设计提出了较高要求。有效的热防护系统(TPS)可在飞行器结构面对剧烈的气动加热时为其提供足够的保护,有利于飞行器底层主体结构维持在允许的温

度范围内;此外,为不影响飞行,高超声速飞行器必须维持有效的气动布局,发展低烧蚀或零烧蚀的热防护系统。未来,在设计方面,高超声速飞行器的热防护系统和结构必须同时具备承载和防热的双重功能;在材料方面,应采用具有质量轻、韧性好、耐高温、强度高和较稳定等特点的材料,以满足实际的应用需求^[1-3]。本文首先简要介绍三类典型的热防护方案,

收稿日期:2015-10-19

作者简介:王璐,1987年出生,硕士,工程师,主要从事临近空间飞行器相关技术研究。E-mail:wanglu1107@sina.com

其次根据高超声速飞行器不同部位开展防热方案设计,并以 HTV-2、X-37B 和 NASA 亚轨道飞行器为案例进行分析,最后提出了热防护技术的发展趋势。

1 高超声速飞行器的热防护技术发展概述

各类高超声速飞行器自身耐热温度的程度和飞

行持续时间各不相同,因此在设计过程中,将采用符合各自特点的热防护方案,选择适合的先进材料,完成主要部件和防热系统的制造。典型的热防护系统方案可以分为三类:被动式热防护、半被动式热防护和主动式热防护,如表 1 所示^[4]。

表 1 典型热防护方案的原理及应用

Tab. 1 Principle and application of typical thermal protection program

分类	基本原理	典型方案	工作机理	典型应用
被动式热防护	热量将由结构表面辐射出去或被吸收,无需利用工作流体(工质)来排除热量	热沉结构	能快速导热,依靠自身的热容吸收热量,结构简单可靠,能保持气动外形不改变,但防热效率很低	X-15 前缘
		热结构	以辐射的形式向周围散发大量的热能,可保持气动外形不变,但有一个可承受总热量的限制值	X-37 控制舵
		隔热结构	表面受热,辐射掉大部分入射热量,隔热层阻止剩余入射热量中的大部分向内传递,以热沉方式存储在此结构中;可保持气动外形不变	航天飞机轨道器升降舵
半被动式热防护	热量靠工质或(空)气流带走	热管结构	热量在严重受热区被热管吸收并汽化,形成的蒸汽流向较冷端冷凝并排出热量,冷凝的工质依靠毛细作用渗过管壁,返回严重受热区循环使用	美国国家空天飞机(NASP)前缘
		烧蚀结构	通过质量交换和热量交换进行自身调节,但表面形状会发生改变,从而改变气动力特性	猎户座太空舱
主动式热防护	热量全部或绝大部分由工质或冷却流带走(可能有很小一部分被反射掉),所以不会传至次层结构	液膜冷却	冷却剂从不连续的缝隙中喷出,吸收大部分气动加热产生的热量,使其不能传至次层结构	X-43A 验证机
		发汗冷却	冷却剂是通过多孔表面喷出	德国 SHEFEX II 试验飞行器
		对流冷却	冷却剂通过冷却结构中的通道或管路进行循环,将受热严重部位的热量吸收并带走	航天飞机主发动机

质量轻、耐热性好、有效防隔热的结构与防热材料是发展高超声速飞行器的重要基础,可满足高超声速飞行器承载和防热的设计要求。伴随着航天科技的进步,也推动了先进结构材料和防热材料的不断创新与发展,目前关注度较高的材料分为以下三类^[5-6]。

(1) 先进金属结构材料

比强度和比模量较高的铝合金以及钛合金都是理想的飞行器工程结构材料,目前在 X-51A、X-43A 高超声速技术验证机上都有应用。

(2) 先进结构复合材料

主要分为金属基复合材料和树脂基复合材料两大类。金属基复合材料是 20 世纪 60 年代末开始发

展的,目前先进钛铝(Ti-Al)金属间化合物基复合材料的发展已经颇为成熟;树脂基复合材料的应用范围较广,是复合材料的主要品种。目前应用于美国 X-33 飞行器和日本实验轨道飞行器 HOPE-X 等的热防护系统。

(3) 防热功能复合材料

此类研究始于树脂基和碳/碳防热两种复合材料。目前研究的陶瓷基复合材料(CMC),是未来高超声速飞行器热结构的重要材料之一,具有耐热性好、耐磨性强、高强度、高硬度等优点,可用于制造前缘、控制面、机身大面积区域以及推进系统等部位。

2 高超声速飞行器不同部位的防热方案设计

同一架高超声速飞行器的不同部位所承受的气

动加热程度不同,因此应选取有针对性的热防护方案。下面将分别讨论高超声速飞行器的前缘(包括头锥)、机体大面积区域和控制面的热防护方案。

2.1 前缘的热防护

当高超声速飞行器采用尖锐型前缘时,被动式、半主动式和主动式这三种热防护方案都可以用来应对强烈的局部加热(图1)。但是采用被动式热防护的前缘,会面临是否能重复使用的问题^[7-8]。图1中水平线所示的温度界限以下,材料可以重复使用完成多次任务。在此温度以上,材料将成为烧蚀材料,只能一次性使用。对于上述三种热防护方案,被动式方案是首选,然后是半主动式,最后才选用主动式。主动式热防护方案的缺点是成本高、工艺复杂和质量大,但适用于高热流密度的环境^[9]。

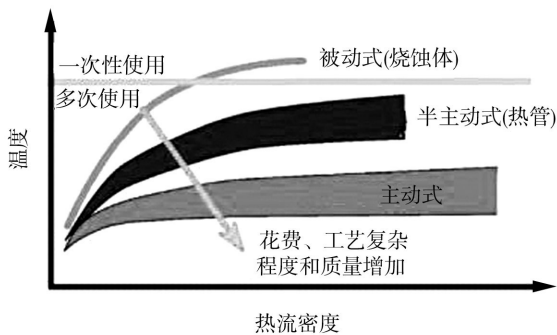


图1 前缘热防护系统的可选方案

Fig.1 Optional project for leading edge thermal protection system

2.2 机身大面积区域的热防护

高超声速飞行器除最高温区(头锥、翼缘等)以外的其他机身区域均可采用大面积隔热材料。传统的大面积隔热材料是陶瓷瓦和柔性隔热毡,都属于隔热结构,航天飞机早已成功地应用了这种隔热结构,其隔热层由隔热瓦和隔热毡组成^[10]。此外,国外还发展了盖板式热防护系统、承载式气动外壳和热防护与结构一体化方案。

在盖板式热防护系统中,美国重点发展金属热防护系统,欧洲重点研发由CMC制成的热防护系统。承载式气动外壳可承受飞行时的气动力载荷以及飞行器的轴向载荷,隔热材料既可与结构集成,又可与结构分离(位于气动外壳下部),因此采用承载式气动外壳可减轻飞行器质量;如美国DARPA/空军“猎鹰”(FALCON)计划下的HTV-2飞行器,就采用由碳/碳材料制成的气动外壳^[11-12]。在热防护与结构一体化方案中,外壁采用性能可靠的高温材料制成,外壁和内壁均可承受气动载荷;这类方案的维护成本较低,大型整体式结构也可以消除或减少面与面之间的间隙以及零部件的数量,但目前该方案的技术成熟宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第1期

度是所有热防护方案中最低的。

2.3 气动控制面的热防护

如何降低高超声速飞行器的阻力是技术人员一直以来面临的一个难题,一般通过采用较薄的控制面来解决。这些控制面通常在极高的温度下工作,将承受极大的气动力载荷和其他机械载荷。因此,控制面的热防护问题将直接影响飞行器设计的成败。气动控制面的热防护方案主要包括隔热、热结构和多种材料等三种方案^[3,13]。

(1) 隔热气动控制面

该方案适用于大型结构,具有很小的热应力,但是质量较重,适用的温度较低,曾在航天飞机应用。

(2) 热结构气动控制面

采用CMC制成的热结构气动控制面,具有质量最轻、横截面积最薄、热膨胀失配最小,适用温度较高的优点,但由于其高额的制造和加工成本,不适用于大型结构,可以通过机械装配的方式将多个小部件组装成CMC控制面,典型应用如X-37B的襟副翼。

(3) 多种材料控制面

该方法是将CMC与高温性能较差的材料(如钛金属或高温合金等)配合使用,可有效降低加工成本,且易于更换。但存在总质量加重,以及CMC与由金属或聚合物复合材料制成的冷结构之间存在热膨胀失配的缺点。目前,该种方案在高超声速飞行器上应用比较广泛,如X-51A、X-43A和X-38。

3 典型高超声速飞行器的热防护系统方案

3.1 HTV-2 热防护系统方案

HTV-2在大气层内做长时间高超声速滑翔和机动飞行,因此该飞行器所采用的先进热防护系统如何保证这一性能,将是一个难题。端头和前缘采用低烧蚀后退率的C/C材料,头锥的外形更为稳定,飞行烧蚀率较适宜,热导率也尽可能达到最低值;机身大面积区域则采用先进的C/C气动壳体,实现承载和防热的双重功能。这种热防护系统的研发面临许多技术挑战,包括如何精确预测气动热载荷和烧蚀率、如何制造大型C/C气动结构以及用于保护再入飞行器内部部件的隔热技术^[12,14]。

为了解决上述技术难题,FALCON计划材料一体化产品研发小组(MIPT)开展试验,研究了以下五种不同的防热系统材料样件:(1)使用温度低于1649℃的前缘材料;(2)使用温度高于1649℃的难熔复合材料;(3)高温多层隔热材料;(4)大面积防热系统材料;(5)高温密封材料。这些试验确定了用于HTV-2飞行器上材料的性能^[15]。

最终,项目组成成功制造了有史以来最厚的多层 C/C 壳体以及最大的、复杂高升阻比 C/C 构形,并实现了尖锐前缘设计方案,有力地推动国家级 C/C 处理能力的发展(图 2)。

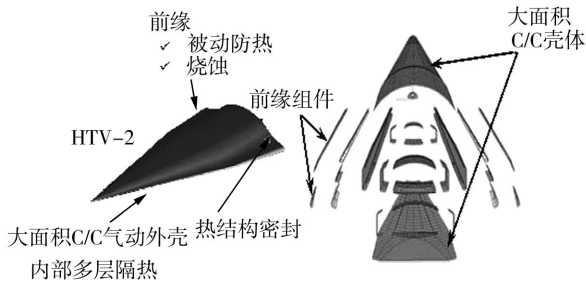


图 2 HTV-2 的热防护方案

Fig. 2 HTV-2 thermal protection project

3.2 X-37B 热防护系统方案

X-37B 飞行器再入大气层时速度较快,且机翼面积较小,因此翼前缘的热防护成为防热系统的研究重点。在 X-37B 项目中,需要验证的新热防护材料包括用在高动压高温环境下机体迎风面上的可重复使用隔热毡、防热瓦,以及前缘上使用的增强型抗氧化高温复合材料等。

X-37B 的表面采用防热瓦和隔热毡,机翼前缘采用新一代耐高温材料——“韧化单体纤维增强抗氧化复合材料(TUFROC)”隔热瓦,其性能比航天飞机机翼前缘使用的 C/C 材料更优异^[16]。TUFROC 防热系统由经过表面韧化的耐高温端帽和低导热率的纤维隔热层两部分组成。端帽由耐高温抗氧化轻质陶瓷碳材料(ROCCI)制成,并用高效钽基复合材料(HETC)制剂处理,以形成韧化表面。支撑端帽的纤维隔热层由可重复使用的隔热材料制成^[17]。

X-37B 机翼前缘所采用的 TUFROC 隔热瓦具有三个重要特点:(1)能承受 1 700℃ 的高温,且可重复使用;(2)轻质,低密度;(3)低成本、制造周期短。TUFROC 机翼前缘的耐高温帽还具备抗撞击的性能,并能够确保翼前缘轮廓的稳定。此外,TUFROC 防热系统还可制成不同形状的防热瓦,如钝头楔形、尖锐前缘楔形等^[18]。

NASA 研发了可用于 X-37B 机体结构的聚酰亚胺复合材料 PETI-5,与 BMI 复合材料相比,其具有更好的强度和热特性,适用的温度更高,可减轻 2% 的质量。X-37B 在腹部采用了新型韧化单体纤维隔热材料(TUFI)制成的防热瓦,为 X-37B 的下表面提供大部分热防护,比早期的航天飞机所使用的防热瓦更加耐用。同时,X-37B 飞行器还将验证可重复使用的新一代保形隔热毡技术,为上表面提供更好的防

护^[19]。

3.3 NASA 亚轨道飞行器的热防护方案

为实现快速、廉价、安全、可靠地进入空间,NASA 目前也在积极发展吸气式高超声速飞行器技术,计划打造两级入轨的可重复使用天地往返运输系统。第一级为使用涡轮基组合循环推进系统的亚轨道运输飞行器,第二级是火箭动力的可重复使用上面级^[20]。飞行轨迹和典型部位的气动加热特点决定了飞行器热防护系统的设计^[21]。图 3 示出该系统的飞行包络线。

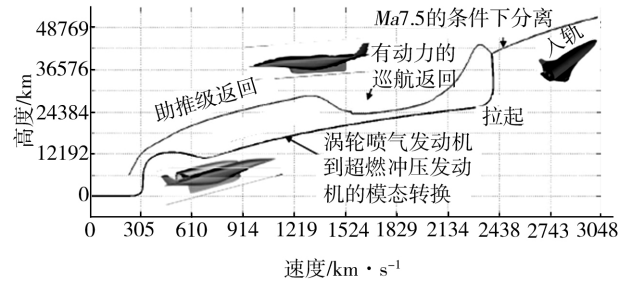


图 3 NASA 可重复使用天地往返运输系统的飞行包络线

Fig. 3 Flight envelope of NASA reusable launch vehicle transportation system

根据其飞行轨迹等研究表明,该可重复使用运载器典型部位的热防护需求如下:(1)前缘部位,可采用钝头或尖头形状,温度为 1 649 ~ 2 093℃;(2)大面积表面,迎风面温度为 1 204.4 ~ 1 371℃,背风面为 371 ~ 815.6℃;(3)控制面,可采用热结构或隔热结构,温度为 1 315.6 ~ 1 537.8℃;(4)飞行器的内部环境温度为 149 ~ 315.6℃;(5)超燃冲压发动机 CMC 热交换面板的温度 < 2 400℃。

针对飞行器可重复使用大面积热防护系统,NASA 主要考虑以下 3 种备选方案:改进的航天飞机陶瓷瓦或隔热毡、金属或 CMC 支架式热防护系统和结构化集成的热防护系统(SITPS)。其中,SITPS 是 NASA 重点关注、研究的方案^[13]。

SITPS 具备承载和防热的双重功能,能够分担机身的机械载荷;外部的 CMC 层还能够塑造飞行器的外模曲线。利用 CMC 材料制造的 SITPS 具有质量轻、容积率高和耐久性好等优点。目前,NASA 高度关注 SITPS 的潜在性能并开展重点研究,目标是发展相应的设计方法、材料和处理(M & P)技术,制造 SITPS 面板。研究表明,与目前附着式的热防护系统相比,SITPS 的结构质量可减少约 9%。

此外,NASA 还选择发展主动冷却型的 CMC 热交换器(CMC-HEX)面板方案,并已启动相关的设计、制造和试验工作。CMC-HEX 具有质量更轻、耐宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 1 期

高温性能强等特点。目前,NASA 已完成 CMC-HEX 面板的设计、制造及 SiC/SiC 材料的加工处理^[19,22]。

4 热防护技术的发展趋势

4.1 结构和防热技术是发展高超声速飞行器的基础

为推动高超声速飞行器的发展,材料与结构的设计能否实现轻质、耐高温结构和有效的防热系统的特点,是主要的风险之一。

一方面,应大力开展热结构、热防护及材料技术攻关,主要关注防热承力结构一体化技术、长时间隔热与热匹配热密封技术、长时间飞行内部温控及热管理技术、易维护隔热材料与工艺等技术研究,并通过部分试验对理论基础和技术可行性进行验证。

另一方面,对飞行环境的精确预测也应成为设计的重点之一。热环境数据是否准确,将影响热防护系统的质量和有效载荷。临近空间高超声速飞行器的气动热环境异常复杂,现有的计算方法难以准确模拟,存在不确定性问题。未来应重视发展将风洞试验数据与飞行条件之间换算应用的天地换算方法,提高对飞行热环境的精确预测能力,为防热系统的设计提供正确的输入条件^[23-24]。

4.2 新材料的应用促进高超声速飞行器的发展

历史的经验表明,新材料的应用是新型飞行器发展的基础。未来,为了满足高超声速助推滑翔飞行器和可重复使用空天飞行器的设计要求,应着重发展先进的结构复合材料和金属结构材料,研制性能更好的热结构和热防护系统。

未来,高超声速飞行器的热防护系统必须同时具备耐高温(1 100~2 200℃)、强度高、韧性好、质量轻和环境稳定性好等特点,最终目标是需要一种适应高温的高比强度材料。MMC、高温合金和钛合金等都符合上述要求。这些材料的比强度较高,但在约 1 093℃时,其比强度均大大降低。而 C/SiC 材料、先进 C/C 复合材料、SiC/SiC 材料等在高温下均具有高的比强度,能够满足未来高超声速飞行器的性能需求^[25-26]。

4.3 陶瓷基复合材料将成为未来的发展重点

CMC 可应用于高温区的热防护系统,并且制造多种热结构构件,如前缘、机体大面积区域、气动控制面等。HTV-2 采用陶瓷基复合材料的承载式气动外壳(由 C/C 材料制成),其头锥外形更为稳定,飞行烧蚀速率较适宜,热导率也可能达到最低值;X-37B 的热结构控制面也采用陶瓷基复合材料制成。有效应用陶瓷基复合材料使 HTV-2 和 X-37B 的设计和研制成为可能,陶瓷基复合材料有望成为未来高超声速宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 1 期

飞行器材料技术领域的发展重点^[27]。

对于大多数采用陶瓷基复合材料制成的结构而言,主要面临着两大技术挑战——制造工艺和环境稳定性。

从制造工艺角度看,C/C、C/SiC 和 SiC/SiC 材料都有几种不同的制造工艺,每种工艺均面临各自的挑战,例如厚尺度构件的加工、复杂弯曲型面的加工、大尺寸构件的加工、材料的相容性及分层问题,以及制造工艺的经济性(成本和周期)等。

从环境稳定性角度来看,主要是指其抗氧化能力,它对飞行器的任务寿命会产生重要影响。此外,在组合载荷下达到所需的重复使用次数、检测和维修以及预测任务寿命的能力都是需要解决的难题^[28-29]。

4.4 承载、防热一体化是未来防热系统的主要发展趋势

早期的高超声速飞行器的热防护系统一般采用“防热与承载分置研究”的方案,但随着各种新型防热材料和防热技术的发展,正向“热防护与结构一体化”的方向发展。这种一体化的设计方案具有明显优势:新的结构兼有承载和防热的双重功能;减少各部件由温差引起的热应力;可充分发挥材料高温强度潜力;可重复使用,降低成本;减轻结构质量;与内层结构连接牢固,增加安全性。

目前,在机身大面积区域的防热结构设计方面,国外已经提出金属或 CMC 支架式热防护系统,以及结构化集成的热防护系统(SITPS)等新方案;在控制面的设计上,CMC 材料制成的热结构控制面已经在 X-37B 等新一代高超声速飞行器上得到重点应用。承载、防热结构的一体化设计为新一代高超声速飞行器热防护系统的研发开辟了一条新思路^[30]。

参考文献

- [1] GLASS D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles [R]. AIAA-2008-2682;52-88.
- [2] JOHNSON S M, Gasch M J. Development of new TPS at NASA Ames research center [R]. AIAA -2008-2560;11-35.
- [3] 吴振强,任方,吴建国,等. 飞行器结构的热噪声环境耦合分析与试验研究[C]. 临近空间飞行器技术论坛, 2009: 27-34.
- [4] RODRIGU A C, SNAPP C G. Orbiter thermal protection system lessons learned [R]. AIAA-2011-7308;24-56.
- [5] 王立研,杨炳尉,陈浩,等. 高超声速飞行器控制面热防护关键技术跟踪分析[J]. 高超声速技术情报,2014(1):

- [6] 苏芳, 孟宪红. 三种典型热防护系统发展概况[J]. 飞航导弹, 2006(10): 57-60.
- [7] KEVIN R H, GLASS D E. Advances in hot structure development [R]. AIAA-2006-0020757:35-47.
- [8] 郭朝邦, 李文杰. 高超声速飞行器结构材料与热防护系统[J]. 飞航导弹, 2010(4): 88-94.
- [9] 谢宗蕪, 孙俊峰. 高超声速飞行器翼面前缘半主动金属热防护系统设计与分析[J]. 航天器环境工程, 2013(1): 1-7.
- [10] COHAN C J, CAMPBELL G, HERMAN W. High temperature investigation of various crew escape concepts for the re-entry vehicles flight regime[R]. Defense Document Center for Scientific and Technical Information, AD-461713:78-92.
- [11] LIU Jun, LI Kai, LIU Weiqiang. High-temperature gas effects on aerodynamic characteristics of wave-rider[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015(1): 21-29.
- [12] 王晓欣, 胡锐锋, 吴子牛. 临近空间特殊气动问题分析[J]. 临近空间科学与工程, 2009(1): 14-17.
- [13] MENG Songhe, XIE Huimin. Special subject on the mechanical behavior of thermal protection materials and structures [J]. Theoretical & Applied Mechanics Letters, 2014(2): 37-39.
- [14] 王忆锋, 陈洁. 高超声速飞行器的红外辐射特征及其红外探测预警[J]. 战术导弹技术, 2011(2): 55-57.
- [15] 夏群力, 何镜, 徐平, 等. 高超声速临近空间飞行器发展现状与研究措施[C]. 第三届中国航空学会青年科技论坛文集(第三集), 2008: 56-71.
- [16] 郭朝邦, 邢娅. 美国艾姆斯研究中心超高温陶瓷材料研究进展[J]. 飞航导弹, 2010(11): 82-84.
- [17] 李虹琳, 陈杰. X-37B 轻质低成本可重复使用防热系统简析[J]. 战术导弹技术, 2013(4): 13-16.
- [18] 鲁芹, 姜贵庆. X-37B 轨道飞行器热防护系统概况[J]. 飞航导弹, 2011(3): 91-94.
- [19] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. 应用数学和力学, 2008(1): 47-56.
- [20] GASCOIN Nicolas, FAU Guillaume, GILLARD Philippe. Comparison of two permeation test benches and two determination methods for darcy's and forchheimer's permeabilities[J]. Journal of Porous Media, 2012(8): 17-31.
- [21] PENG Wengen, HE Yurong, WANG Xinzhi. Thermal protection mechanism of heat pipe in leading edge under hypersonic conditions [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015(1): 13-20.
- [22] 徐超, 张铎. 高超声速飞行器热防护系统尺寸优化设计[J]. 中国空间科学技术, 2007(1): 65-69.
- [23] 王安龄, 桂业伟, 贺立新, 等. 采用非均匀防热材料进行高速飞行器防热设计的防热效果研究[J]. 工程热物理学报, 2007(4): 656-657.
- [24] 胥磊, 谷良贤, 龚春林, 等. 高超声速飞行器热防护系统方案快速设计方法[J]. 科学技术与工程, 2014(14): 108-111.
- [25] 胡子君. 纳米超级隔热材料及其最新研究进展[J]. 中国材料进展, 2012(8): 7-11.
- [26] 陈立明, 戴政, 谷宇, 等. 轻质多层热防护结构的一体化优化设计研究[J]. 力学学报, 2011(2): 289-295.
- [27] 刘双, 张博明, 解维华. 可重复使用航天器金属热防护系统的结构优化进展[J]. 航天制造技术, 2007(3): 43-48.
- [28] 薛永江, 李体方. 临近空间飞行器发展及关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2011(2): 32-36.
- [29] 孙健, 刘伟强. 高超声速飞行器前缘疏导式热防护结构的实验研究[J]. 物理学报, 2014(9): 1-8.
- [30] 解维华, 霍施宇, 杨强, 等. 新型一体化热防护系统热力分析与试验研究[J]. 航空学报, 2013(9): 2169-2176.