

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201802029

低密度烧蚀材料研究进展

程海明, 洪长青, 张幸红

(特种环境复合材料技术国家级重点实验室(哈尔滨工业大学), 哈尔滨 150080)

摘 要: 随着深空探测任务发展, 飞船返回舱和星际探测器的大底和侧壁等部位的高热流密度、高焓值和长气动加热时间的热环境对热防护系统及材料的气动外形保持能力、轻量化、隔热效率、隔热性能和长时间服役能力提出了更高的要求, 使得具有烧蚀、隔热性能优异和结构重量轻等特点的低密度烧蚀材料备受关注. 文章系统总结了低密度烧蚀材料的特点和发展历程, 介绍了国内外蜂窝增强和纤维化多孔基体增强两类低密度烧蚀材料的研究进展及实际应用现状, 重点介绍了蜂窝增强硅橡胶、蜂窝增强酚醛树脂和蜂窝增强有机硅树脂低密度烧蚀材料, 以及硅树脂浸渍可重复使用陶瓷基体烧蚀材料和酚醛浸渍碳烧蚀材料为代表的轻质陶瓷烧蚀材料. 针对我国发展新一代载人飞船的近地轨道、载人登月、载人登小行星、载人登火星等任务模式热防护系统的特殊需求, 介绍了国内为新一代多用途载人飞船轻量化热防护系统研制所做的基础研究和应用研究. 最后, 分析了低密度烧蚀材料的国内外的技术差距并探讨了我国低密度烧蚀材料发展展望.

关键词: 热防护系统; 深空探测; 低密度烧蚀材料; 综述

中图分类号: V45 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2018)05-0001-11

An overview on low-density ablators

CHENG Haiming, Hong Changqing, ZHANG Xinghong

(State Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments
(Harbin Institute of Technology), Harbin 150080, China)

Abstract: With the development of deep-space exploration, low-density ablators have received increased attention due to their distinguished features such as good ablation performance and low structure weight to fulfill the requirement of lightweight, low ablation rate, low thermal conductivity and long re-entry time of thermal protection for heatshield and backshell of planetary entry probes and re-entry capsules. The historical prospects on development of low-density ablative thermal protection systems and materials were introduced with emphasis on low-density honeycomb reinforced silicon rubber, phenolic and organic silicone resin ablators, as well as the typical representative of light weight ceramic ablators (LCAs) such as silicone impregnated reusable ceramic ablator (SIRCA) and phenolic impregnated carbon ablator (PICA). According to the task requirements of China's new-generation manned spacecraft, including low earth orbit flight mission, as well as manned flights to the Moon, the asteroid and the Mars, the progress of basic and applied research on lightweight thermal protection system for the spacecraft was presented. And then, it analyzes the technology gap between domestic and foreign, and provides several suggestions concerning the prospects of China's low-density ablators.

Keywords: thermal protection system; deep space exploration; low-density ablators; review

热防护系统是航空宇航工业之基础, 是服役于高温极端环境部件所必需的关键子系统, 如在大气层中以高马赫数飞行的飞船返回舱、星际探测器、高超声速飞行器等^[1]. 如图 1 所示, 现有热防护系统及材料可以分成两种, 一种为适用于相对温和热环境的可重复使用(非烧蚀)热防护材料, 如超高温陶瓷、抗氧化碳/碳、陶瓷隔热瓦(毡)等; 另外一种为

适应更恶劣热环境的烧蚀热防护材料^[2-3].

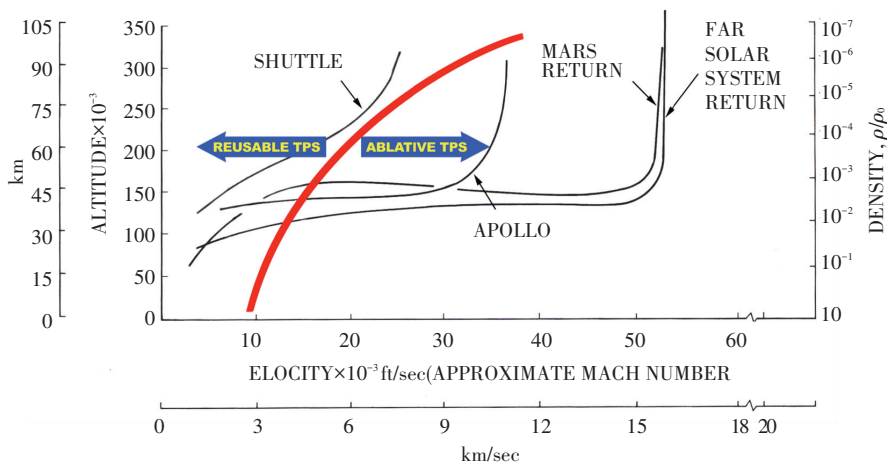
自 1955 年陆军导弹局红石兵工厂发现烧蚀现象以来, 烧蚀热防护材料的研究经过几十年发展已成为最成熟的热防护技术. 烧蚀防热是烧蚀材料在服役环境高温连续加热下, 以综合的热力、热物理、热化学反应消耗材料本体的烧蚀过程, 将施加于材料表面的高温热流转化为背向材料表面向外的质量流和辐射流, 以消耗材料的方式换取防热效果、降低热量向材料内部与结构流动的积极防热方式. 烧蚀防热的防热效率高、安全系数高、可靠度高, 在高热流密度环境是惟一可行的防热方法, 并且结构简单一般将烧蚀材料直接胶接在承力结构上直接使用, 加之材料密度较小, 使得结构紧凑并且质量较轻^[4-7].

收稿日期:

基金项目: 国家杰出青年科学基金(51525201), 国家自然科学基金创新研究群体(11421091)

作者简介: 程海明(1984—), 男, 讲师;
洪长青(1974—), 男, 教授, 博士生导师;
张幸红(1972—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 张幸红, zhangxh@hit.edu.cn

图 1 可重复使用和烧蚀 TPS 适用的再入轨道^[3]Fig.1 Re-entry trajectory of reusable and ablative TPS^[3]

针对不同的热环境目前已经发展多种结构形式和基于不同耐热机理的烧蚀材料。为超高温、超高热流、高驻点压力及高速粒子冲刷等极端恶劣环境短时间使用的远程火箭或洲际导弹,形成了碳/碳、碳/酚醛及高硅氧/酚醛为代表的标准密度烧蚀材料;而为高气流焓值、中低热流密度、低驻点压力的长再入时间环境的飞船返回舱或星际探测器等,研制了以硅橡胶或酚醛、有机硅树脂为基体的低密度烧蚀材料。本文从低密度烧蚀材料的发展历史、研究现状和工程应用几个方面介绍了国内外低密度烧蚀材料的研究进展与现状。

1 低密度烧蚀材料的提出与发展

早期的返回式卫星或飞船返回舱的热防护直接使用弹道导弹再入弹头的烧蚀材料,如美国地球轨道载人飞船水星号的热防护结构中受到的热流最大的钝头部分采用的标准密度(1.73 g/cm^3)的玻璃纤维/酚醛复合材料^[8]。通过研究飞船返回舱的热防护机理发现质量引射效应可以担负主要的耐热机制,即当热防护系统采用气化分数很高的材料时,烧蚀材料热解气体质量引射的热阻塞效应系数 $\Phi = q(\text{引射})/q(\text{无引射})$ 可达到 $0.2 \sim 0.3$, 即 $70\% \sim 80\%$ 的气动加热是由质量引射带走的,在这一研究成果的引导下,研究了大量的低密度烧蚀材料。低密度烧蚀材料,密度范围一般在 $0.2 \sim 0.9 \text{ g/cm}^3$ ^[9]之间,以低密度三维结构的纤维蜂窝或织物等预制体为增强相,硅橡胶或酚醛、有机硅树脂为基体,并辅以酚醛空心微球、玻璃空心微球和反红外辐射遮光剂等功能填料,经过特殊的成型工艺复合而成。按照结构主要可分为硅橡胶或酚醛、有机硅树脂填充玻璃纤维/酚醛、高硅氧/酚醛或碳/酚醛蜂窝构成的蜂窝增强低密度烧蚀材料,并在树脂填充相内添加

短切石英纤维、短切碳纤维、酚醛空心微球、玻璃空心微球和辐射剂等多种功能填料;或是将蜂窝增强低密度烧蚀材料的填充相单独使用,也可理解为添加功能填料的短切纤维增强树脂复合材料,以及多孔树脂(酚醛或有机硅树脂)浸渍三维纤维(陶瓷纤维或碳纤维)预制体构成的纤维预制体增强低密度烧蚀材料,以及其他结构形式的低密度烧蚀材料。

2 国外低密度烧蚀材料研究进展

2.1 蜂窝增强低密度烧蚀材料

2.1.1 蜂窝增强硅橡胶

60 年代,美国在地球轨道载人飞船双子座座舱热防护结构中受到的热流最大的钝头部分采用了密度约 0.87 g/cm^3 的玻璃纤维/酚醛蜂窝增强双组份甲基硅橡胶 DC325/HC 低密度烧蚀材料,添加二氧化钛和空心玻璃微球提高硅橡胶的隔热和耐热性并降低密度^[10-11]。双子座共完成 9 次地球轨道再入,其峰值热流、再入时间和总加热量分别为 1.355 MW/m^2 、 $300 \sim 600 \text{ s}$ 、 $144 \sim 275 \text{ MJ/m}^2$ 。DC325/HC 耐热结构采用将硅橡胶和功能填料振动灌注蜂窝芯方法成型。DC325/HC 表现出低密度和低导热系数、高热阻塞效应、耐烧蚀、耐高低温交变和耐高温气流冲刷的优良性能,较好地解决了近地轨道再入的耐热问题,但存在密度相对较高、强度低和界面粘结性差以及烧蚀热效率低等不足^[12],为此,为月球返回舱和行星进入探测器热防护,美国开展了蜂窝增强酚醛或有机硅树脂烧蚀材料的研究。

2.1.2 蜂窝增强酚醛

美国进行载人登月计划时发现,从月球以接近第二宇宙速度返回的阿波罗飞船指令舱的气动力、热环境更加严酷(再入轨道超过 120 km ,热流密度、气动剪切力和焓值是近地轨道再入的 $3 \sim 5$ 倍),要

求热防护材料具有更高的抗气流剪切能力和多样化的烧蚀机理,已经超出了主要依靠热阻塞效应的蜂窝增强硅橡胶 DC325/HC 的使用范围。其次,飞船指令舱半弹道-跳跃再入的气动加热时间延长要求热防护材料有更好的隔热性能,并且二次再入会对已发生烧蚀的材料表面产生热冲击,要求表面烧蚀层不能开裂、脱落,对表面烧蚀层的结构稳定性和完整性要求更高。此外,执行登月任务的阿波罗飞船系统更为复杂且重量更大,对热防护系统的轻量化提出更高要求。研制了采用酚醛-环氧树脂树脂为基体,密度更低(0.55 g/cm^3)的玻璃纤维/酚醛蜂窝增强 AVCOAT,在基体中添加玻璃空心微珠、酚醛空心微球、短切石英纤维等功能填料^[13-15]。AVCOAT 保证了阿波罗飞船的包括 8 次载人着陆月球任务在内 11 次飞行,在登月任务中月地再入的峰值热流、再入时间和总加热量分别为 2.822 MW/m^2 、 $674\sim 1\,000\text{ s}$ 和 505 MJ/m^2 。AVCOAT 系列烧蚀材料被认为是最可靠、高效和成熟的低密度烧蚀材料。1990s 年代,随着美国再次启动星际探测,AVCOAT 被选择作为新一代飞船猎户座载人探测飞船隔热大底^[16-17]。2014 年使用新一代 AVCOAT 的猎户座载人探测飞船完成了首次 EFT-1 探索飞行测试。

2.1.3 超轻质烧蚀材料

70 年代初,针对火星探测器的热环境,洛克希德·马丁研制了 SLA。SLA 采用了 Flex Core 蜂窝替换 AVCOAT 等普遍采用的传统六边形蜂窝, Flex Core 蜂窝格子尺寸更大,接近 25.4 mm ,单孔面积和一枚邮票相当,具有更强的变形能力,而且可以根据不同热环境选取蜂窝的纤维种类,如玻璃纤维或碳纤维等。SLA 选择是在 Flex Core 玻璃纤维/酚醛蜂窝,填充相则是添加短切石英纤维、短切碳纤维、软木、酚醛空心微球和玻璃空心微珠的有机硅树脂构成的低密度烧蚀材料^[18-19],密度可降低到 0.256 g/cm^3 。SLA 用于 Viking I 和 Viking II 火星探测器的隔热大底^[20]。90 年代后,随着以火星探测为代表的深空探测再次启动,洛克希德·马丁将 SLA 的 Flex Core 玻璃纤维/酚醛蜂窝与承力结构蜂窝夹心结构板的碳纤维面板直接连接,升级为 SLA-561V^[21-22]。被应用于火星探路者 MPF、火星探测漫游者 MER、凤凰号等火星探测器的隔热大底,好奇号火星科学实验室、星尘号试样返回舱和起源号试样返回舱背板隔热^[23-26]。截至目前 SLA-561V 是认为是美国最为成熟可靠的背风面隔热材料。在登陆火星探测任务中火星进入的峰值热流、再入时间和总加热量分别为 $0.26\sim 1.2\text{ MW/m}^2$ 、 $70\sim 220\text{ s}$ 和 35 MJ/m^2 。此外,将 SLA 蜂窝内填充相单独喷涂在承力结构表面

则构成喷涂型 SLA-S^[27],SLA-561S 在火星探路者 MPF 和火星探测漫游者 MER 及凤凰号的背板取得应用,SLA 也用于航天飞机燃料外储箱的隔热保温^[28]。

2.1.4 新型酚-碳烧蚀材料

90 年代以后,为了满足星际探测飞行器的非氧化性气氛耐热需要,针对 AVCOAT 的密度较高和高热导率等不足,美国应用研究协会 ARA 研制了密度在 $0.32\sim 0.58\text{ g/cm}^3$ 的 PhenCarb 系列低密度烧蚀材料^[29]。PhenCarb 采用的是大尺寸 Flex Core 蜂窝,并且采用 HCPA 或 SCBA 成型工艺将含有酚醛树脂和低密度功能填料混合物灌注蜂窝,相比于 SLA-561V 制备过程更加简单且成本更低^[30]。NASA 对 PhenCarb 的风洞考核结果显示,PhenCarb 主要用于热流密度 $225\sim 575\text{ W/cm}^2$ 的热环境,在 722 W/cm^2 的短时间($\sim 25\text{ s}$)测试也同样有较好的结果,甚至也有报道可以承受 $1\,000\text{ W/cm}^2$ 的热环境^[31]。PhenCarb 在烧蚀表面能够形成坚固的碳化层,既能够抵抗冲刷以保持外形稳定且具有较高的辐射散热能力,因此是非氧大气层星球进入的极好的隔热材料,PhenCarb-20 和 PhenCarb-14 被选择作为土卫六 Titan 探测器的隔热大底和背板隔热材料。

2.1.5 有机硅增强烧蚀材料

同期,美国应用研究协会 ARA 研制了密度在 $0.22\sim 0.38\text{ g/cm}^3$ 的蜂窝增强有机硅树脂 SRAM 低密度烧蚀材料。SRAM 采用 HCPA 或 SCBA 成型工艺将含有硅树脂和填料的混合物填充 Flex Core 大孔蜂窝,相比于 SLA-561V 制备过程更加简单且成本更低^[32]。NASA 对 SRAM 的烧蚀考核结果表明在热流密度小于 120 W/cm^2 以内 SRAM 仅有很小或是不出现烧蚀后退,在 120 W/cm^2 以上热流密度环境烧蚀有明显的表面后退^[33]。低密度的 SRAM-14 (0.22 g/cm^3) 是火星科学实验室 MSL 隔热大底的备选隔热材料之一,在模拟火星登陆环境的烧蚀考核中,烧蚀表面上虽然可以玻璃纤维界面条带但是没有玻璃纤维融化的迹象,即典型的碳化型烧蚀表面,经过 140 W/cm^2 热流密度烧蚀后材料表面光滑发生了碳化但是表面后退比较明显,SRAM-14 能承受的热流密度最高可达 $300\sim 400\text{ W/cm}^2$ ^[34]。密度略高的 SRAM-20 (0.320 g/cm^3) 能够形成高强度且结构完整的烧蚀碳化层,提供良好的抗气流冲刷、隔热和反向辐射性能。SRAM-20 在 $140\sim 255\text{ W/cm}^2$ 范围对流加热环境中有极的抗烧蚀隔热表现,峰值热流达到 300 W/cm^2 仍有较好隔热效果,并且能够承受 400 W/cm^2 的短时间热环境。SRAM-20 因其突出的韧性和可靠的碳化层在 NASA X-38 飞行器重

要部件 aerodynamic keel 得到应用,也被选择作为火星科学实验室 MSL 锥形隔热大底的前端和肩部的备选材料^[34].

2.1.6 波音轻质烧蚀材料

BLA 是由美国波音公司研发的低成本有机硅树脂密度约 0.32 g/cm^3 的低密度烧蚀材料. BLA 在基底硅树脂内添加二氧化硅空心微球、固化剂和稀释剂混合物,构成的最终密度约 0.32 g/cm^3 的低密度烧蚀材料. BLA 低密度烧蚀材料具有的高强度、高抵抗剥蚀能力、耐久性、低导热系数,还具有射频透过性(超过 50%)、抗潮湿性与低成本的特点,在高马赫数条件下承受 $1\ 760\text{ }^\circ\text{C}$ 时只发生缓慢烧蚀,后退率接近率约 $0.076\ 2\text{ mm/s}$ ^[35]. 波音公司在原材料和材料成型等方进行了大量系列研究降低材料成本并简化材料成型过程. BLA 的硅树脂、催化剂、空心微球和稀释剂等原材料均采用价格更低廉商用原料,并且在引入稀释剂调整树脂粘度降低成型难度并减少二氧化硅空心微球的破裂,使得完全催化的硅树脂的室温使用期延长至 24 h,并可以采用真空导入、真空袋压、模压等成熟的复合材料成型工艺制备 BLA 轻质烧蚀. BLA 在 NASA 的多个项目上进行了飞行验证和实际应用,X-51A 的弹体大量采用了 BLA,巡航段上表面采用的是可重复使用柔性表面隔热瓦 FRSI 表面喷涂按照热环境设计的变厚度 BLA-S,此外,检查窗四周的缝隙和间隙在发射前可以使用 BLA-S 快速填充并固化成型. 增加蜂窝增强结构的 BLA-HD,被用于飞行器喷口,承受发动机燃烧产物的冲刷^[36]. BLA 的另一重要应用是在波音 CST-100 商用人员运输飞船的隔热大底,该直径 4.5 mm 的飞船用于在地面与近地轨道的国际空间站或比奇洛商用空间站之间运送物资和实验器材或宇航员^[37].

2.2 轻质陶瓷烧蚀材料

90 年代后,为了在星际探测计划中进一步提高热防护材料性能降低热防护系统质量,也为 AVCOAT 和 SLA 寻求替换材料,NASA Ames 研究中心研制新型轻质陶瓷烧蚀材料 LCAs^[38]. LCAs 是将多孔酚醛或有机硅树脂浸渍三维纤维预制体获得的低密度烧蚀材料,主要代表是 SIRCA 和 PICA.

2.2.1 硅树脂浸渍可重复使用陶瓷烧蚀材料

SIRCA 由多孔硅树脂浸渍陶瓷三维纤维预制体构成低密度烧蚀材料,陶瓷纤维预制体主要包括 Ames 研究中心研制的两代隔热瓦 AIM 和 FRCI^[39-40]. AIM 由硅溶胶烧结形成的二氧化硅粘结高纯二氧化硅短切纤维形成的低密度陶瓷隔热瓦. FRCI 则是第三架和第四架航天飞机轨道器大面积

热防护系统使用的第二代陶瓷隔热瓦,由 80% 的二氧化硅纤维、20% 的 Nextel 硼酸铝纤维和少量 SiC 反红外辐射遮光剂组成. SIRCA 在热流密度 200 W/cm^2 以内热环境具有最佳的综合性能. SIRCA 在 NASA X-34 的机翼前缘和鼻锥^[41-42]、火星探测漫游者 MER 的降落伞减速系统的背面接口面板以及反推系统发动机^[43],德国 Kistler 公司 K-1 型可重复使用运载器的鼻锥及其他高温部位应用.

2.2.2 酚醛浸渍碳烧蚀材料

PICA 由多孔酚醛浸渍碳纤维预制体 FiberForm 构成的低密度($0.224\sim 0.321\text{ g/cm}^3$)碳/酚醛烧蚀材料^[44]. NASA Ames 研究中心的热防护系统与材料团队设计开发的特殊浸渍技术可以控制酚醛树脂在 PICA 中的浸渍量和保证酚醛树脂均匀分布,而 FiberForm 则由 Fiber Materials Inc.的低密度低热导率的碳/碳复合材料,通过特殊的成型技术可以控制碳纤维空间分布形态获得最优的厚度方向的耐烧蚀和隔热性能.

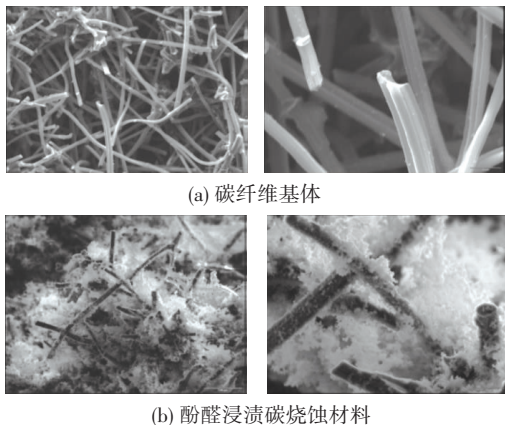


图 2 不同放大倍数的 FiberForm 和 PICA 微观照片^[45]
Fig. 2 Micrographs of FiberForm and PICA at different magnifications^[45]

PICA 被用于星尘号试样返回舱隔热大底,2006 年,试样返回舱以创纪录的 12.9 km/s 的速度和 120 s 的 0.6 km/s^2 的加速度弹道式再入,PICA 成功经受峰值热流密度 12 MW/m^2 和总价热量 320 MJ/m^2 的气动热和结构交互载荷的考验,并且成功的保证内部结构件和贮存彗星颗粒和星际尘埃的储罐不超过规定的 $70\text{ }^\circ\text{C}$ ^[46]. PICA 还用于直径 4.5m 好奇号火星科学实验室登陆舱隔热大底,该登陆舱 2012 年以 5.6 km/s 的速度成功进入火星,经受峰值热流密度 1.97 MW/m^2 总价热量 40 MJ/m^2 历时时间 100 s 进入火星大气层^[47]. 经过与 Space-X 公司合作优化制备工艺和材料成分并降低成本改进的 PICA-X,用于龙飞船的隔热大底,从 2012 年开始多次成功从近地轨道(国际空间站)成功返回. PICA 隔热结构是

将酚醛浸渍 FiberForm 获得单块材料, 然后采用粘结剂将多块 PICA 粘接成型为组合式结构。

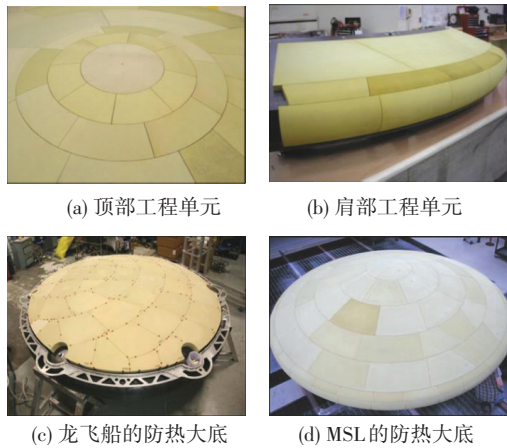


图 3 组合式 PICA 防热大底

Fig.3 Tiled PICA heatshield

2.2.3 保形酚醛浸渍碳烧蚀材料

为了顺应 NASA 探测技术发展项目办公室未来深空探测投送大质量物品和人员登陆需要, NASA Ames 研究中心开展了采用碳、树脂和/或陶瓷的可变形 (Flexible) 和保形 (Conformable) 纤维毡基体制备烧蚀材料的研究, 采用将可变形的纤维毡浸渍树脂后获得低密度烧蚀材料。相比 FiberForm, 纤维毡的失效应变更大且可变形性使得对不同尺寸和形状构件成型适应能力更强, 甚至实现大尺寸异性构件的近净成型, 同时简化防热材料与承力结构之间连接形式与机构, 并提高防热材料的性能一致和稳定性。通过将碳纤维毡浸渍类似 PICA 的多孔酚醛树脂制备了保形 C-PICA 低密度烧蚀材料。在 EDLP 和 CA250 等计划的支持下, C-PICA 等保形烧蚀材料作为进一步优化发展的先进防热材料得以研制并进行了大量的气动热试验。2009 ~ 2012 年, NASA Ames 研究中心在 IHF 电弧风洞上经过初步筛选气动热试验, 在 6 类保形烧蚀材料中对比考核中 C-PICA 和 C-SRICA 获选为进一步发展材料。在此基础上, NASA 启动了 CA250 计划测试保形烧蚀材料在行星进入舱及地球轨道返回舱的防热大底上使用的技术储备。根据对应的热环境需求, 发展了 SPRITE 试验安装系统, 更加真实模拟了服役过程中的热-力耦合环境, 为烧蚀材料的热响应和热密封考核提供支撑。目前通过三轮使用 SPRITE 试验安装系统试验, 完成了材料筛选, 对比了 C-PICA 和 PICA 的烧蚀和隔热性能并获得了不同密封结构的热响应。2013 年, 完成超大尺寸 (宽 2 m、长 30 m、厚 100 mm) 的人造纤维毡及碳毡 (碳化后厚度超过 75 mm) 生产, 并分别在 2014 年和 2015 年完成 1 m × 1 m 和 2 m × 2 m 的大尺度样件成型。

2.3 其他结构形式的低密度烧蚀材料

在蜂窝增强和三维纤维预制体增强低密度烧蚀材料基础上, 国外进行了大量的其结构形式的低密度烧蚀材料的研制与应用, 如多层材料、功能梯度材料、柔性材料和可重复使用结构等。

2.3.1 碳/碳多层材料

碳/碳多层材料是由洛克希德·马丁公司研制的多层低密度烧蚀材料, 表面层采用的是密度为 1.8 g/cm³ 的增强碳/碳材料 ACC 作为面板, 而内部则是美国 FMI 的 FiberForm 或是英国 Calcarb 公司提供 CBCF, 均为密度约 0.18 g/cm³ 的低密度低热导率 (~0.1 W/(mK)) 碳/碳复合材料作为隔热层^[48]。在搜集太阳风粒子以研究太阳系和演化的起源号试样返回舱的防热大底上采用了 6 cm 厚的碳/碳多层材料, 2004 年, 试样返回舱以约 11.02 km/s 的速度、-8.25° 的再入角采用弹道式再入地球大气层, 其最大再入过载为 32 g, 驻点热流密度峰值达到 7 MW/m²。在下降到约 33 km 高度时, 打开直径约 2.03 m 的锥形减速伞, 然而在下降到 6.7 km 高度时, 10.5 m × 3.1 m 的主伞由于重力开关装置发生故障没能按计划打开, 导致返回舱下降速度过快, 直升机未能捕获, 返回舱以 88.9 m/s 的速度坠落在尤他州沙漠上导致返回舱摔裂变形。但是经过再入后防热大底形貌分析显示仅发生了微量且均匀对称的烧蚀^[49]。

2.3.2 功能梯度低密度烧蚀材料

在研制新型载人探测飞船和探索未来投送大质量物品及人员着陆火星的相关技术研究中, 发展了大量的功能梯度材料。这些功能梯度低密度材料普遍采用密度在厚度方向梯度变化设计, 高密度表面层在气动加热过程中热解吸收更多热量而减少向试样内部传热, 而形成的致密碳化层, 提高抗气流剪切和辐射能力, 并阻止表面烧蚀层脱落, 防止烧蚀层表面粗糙和紊流加热提高, 低密度底层则能够降低材料整体密度并提高隔热性能。如 Ames 研究中心的表面增强 PICA, 波音公司的 BPAFG (整体密度为 0.31 g/cm³, 由 0.46 g/cm³ 的 BPA-HD 和 0.16 g/cm³ 的 BPA-LD 组成)、美国应用协会的 Phencarb28/15 (整体密度为 0.38 g/cm³, 由 0.50 g/cm³ 的 P28 和 0.26 g/cm³ 的 P15 组成) 以及洛克希德·马丁公司的 Graded MonA (整体密度为 0.28 g/cm³, 由 0.31 g/cm³ 的 MonA-HD 和 0.25 g/cm³ 的 MonA-LD 组成) 等^[50-51]。通过在 Ames 研究中心 IHF 以及在 Langley 研究中心 HYMETS 风洞考核对比发现, 这些功能梯度材料在不显著提高整体密度的前提下, 明显改善了低密度材料抵抗高热流和抗气流剪切能力, 减少甚至不发生剥蚀同时降低材料内部及背面温

度等.

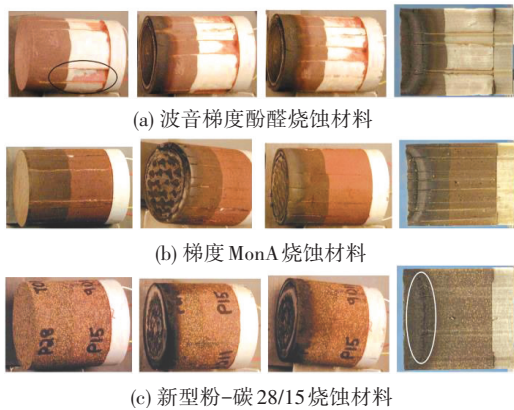


图 4 功能梯度材料考核前、第一次考核后、第二次考核后和切片的形貌

Fig. 4 Pre-test, post-test after 1st pulse, post-test after 2nd pulse and sectioned functionally graded low-density ablators

2.3.3 柔性硅树脂浸渍可重复使用陶瓷烧蚀材料和柔性酚醛浸渍碳烧蚀材料

在对刚性低密度材料研究的同时, Ames 研究中心对柔性低密度烧蚀材料的结构与性能调控以及烧蚀性能开展了研究. 目前公开报道的主要是 PICA-flex 及 SRICA-flex 柔性低密度烧蚀材料. 材料制备过程与传统与刚性 PICA 和 SRICA 相同, 均需要基材和树脂的浸渍、固化及干燥等工艺, 主要区别在于采用柔性碳毡或其他柔性纤维毡代替 PICA 的 Fiberform 和 SRICA 的纤维化陶瓷基体作为三维增强基体. 采用柔性毡作为三维增强相, 使得相邻烧蚀材料之间不需使用缝隙填充剂, 适于生产超大尺寸部件甚至整体成型, 其次具有较高的失效应变可以直接粘结在承力结构上, 不需要应变隔离垫, 简化连接形式并能适应结构和烧蚀材料之间的配合要求, 在形状复杂曲率较小区域提供一致的防隔热和力学性能^[52].

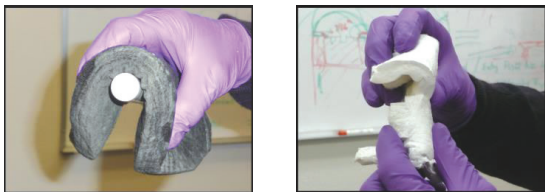


图 5 PICA-flex 及 SRICA flex 宏观照片

Fig. 5 Digital photographs of PICA-flex and SRICA flex

Ames 研究中心研究人员对 PICA-flex 的拉伸性能进行了测试, PICA-flex 表现出韧性材料的典型拉伸响应, 能够出现颈缩现象, 并且在颈缩前的应变

能够达到 8%~12%, 远大于刚性 PICA 约 1% 的失效应变. PICA-flex 表现出更好的隔热性能, 热导率仅为刚性 PICA 的 1/4. 采用 NASA 约翰逊航天中心电弧风洞对 PICA-flex 的抗烧蚀和隔热性能进行了初步考核, PICA-flex 能够承受 520 W/cm²、35 kPa 电弧环境, 在 30 s 热流密度 114 W/cm²、25 s 热流密度 450 W/cm² 和 50 s 热流密度 115 W/cm² 电弧风洞环境, 与刚性 PICA 和 SRICA 的相比具有更低的背面温升和更长的达到最大温度时间, 例如在 25 s 热流密度 450 W/cm² 烧蚀后, PICA-flex 的温升峰值比刚性 PICA 低 120 ℃, 而达到峰值时间甚至接近 250 s^[53].

2.3.4 可重复使用低密度防热结构

近年来随着进入、下降和降落技术发展, 为了进一步降低成本, 使得可重复使用的防热结构与材料的再次受到重视, 目前研究集中于借用原有可重复使用防热结构与材料, 应用于飞船返回舱或星际探测器的热环境相对温和的侧壁、背板和伞舱盖等部位, 比较成熟的且经过飞行验证的是 SpaceX 龙飞船以及猎户座载人探测飞船的侧壁采用了在航天飞机轨道器、空天飞行器等大面积防热应用的陶瓷隔热瓦、毡等表面隔热结构, 其中猎户座载人探测飞船的侧壁使用的是第三代陶瓷隔热材料即 TUF1/AETB 体系. TUF1 是将玻璃和二硅化钼混合喷涂在陶瓷隔热瓦衬底上, 提高表面致密度且致密度从表面沿厚度方向递减, 其表面多孔性又可阻止裂纹扩展, 从而提高抗破坏能力、耐久性和耐候性. AETB 是 Ames 研究中心对第二代陶瓷隔热瓦 FRCI 改进高温尺寸稳定性和抗拉强度, 而形成的三元复合系统, 基本成分为 68% 的 SiO₂ 纤维、20% Al₂O₃ 纤维和 12% 的硼硅酸铝纤维.

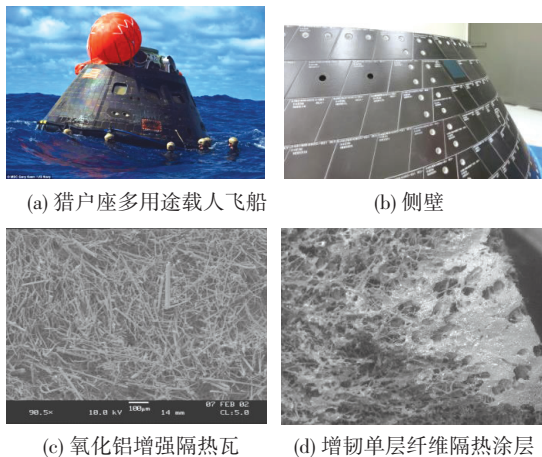


图 6 猎户座载人探测飞船的侧壁的宏微观照片

Fig. 6 Macro-and microscopic photographs of backshell of Orion MPCV

3 国内低密度烧蚀材料研究进展

我国自 1992 年实施载人航天“三步走”战略规划以来,已成功突破了地球轨道的载人天地往返运输技术,高可靠、高安全的神舟系列载人飞船已发展成为标准的载人天地往返运输航天器,圆满完成了 11 次航天飞行任务. 神舟系列载人飞船返回舱采用了玻璃纤维/酚醛蜂窝增强苯基硅橡胶低密度烧蚀材料 H96 和 H88. 为提高隔热效率,采用了在飞船热防护系统中采用变密度设计,返回舱热流密度最大的底部和热流密度较大的侧壁迎风面采用密度 0.710 g/cm^3 的 H96 材料,热流密度较小的背风面采用密度 0.540 g/cm^3 的 H88 材料,其中 H96 材料成功经受了 1.2 kW/cm^2 热流密度的再入环境. H96 和 H88 隔热结构采用真空大面积灌注工艺成型^[54-56].

在探月工程三期月地高速再入返回飞行器热防护系统设计中,为应对月地高速再入返回的高焓、二次大气层再入、高热流密度峰值与长加热时间耦合的气动加热环境,并减轻结构重量,提出了分区域、变材料、变厚度的轻量化设计方案. 在返回舱大面积隔热采用了新型碳硅复合蜂窝增强低密度烧蚀材料,其中大底大面积隔热材料采用 FG7、HC5 材料而侧壁大面积为隔热材料 FG5、FG4. 返回器在 2014 年 11 月完成了半弹道-跳跃式再入返回并安全着陆^[57].

随着我国未来空间站的建设以及载人登月、载人登小行星、载人登火星等任务等深空探测任务研究的开展,深空探测返回舱或星际探测器的热防护急需新型轻量化隔热结构与材料. 国内的哈尔滨工业大学、华东理工大学、航天材料与工艺研究所、北京宇航系统工程研究所、中国航天空气动力技术研究院、中国空间技术研究院等高校和研究机构在新型低密度热防护结构设计、发展方向、材料合成制备以及模拟环境应用的试验研究和理论预测进行了研究^[58-62].

哈尔滨工业大学联合航天科技集团相关研究院在新型超低密度烧蚀材料的材料设计、微结构调控、性能优化以及地面模拟环境考核及烧蚀机理和评价等方面开展了大量研究工作. 针对我国新一代多用途载人飞船近地轨道及深空探测等多种飞行任务模式的多种热流密度、总价热量、气动压力和服役时间等特殊服役环境要求^[63],确定了隔热材料的气动外形保持能力、轻量化、隔热效率、隔热性能以及有效服役时间等能力综合要求,提出了新型超轻质纤维预制体增强微介孔酚醛复合材料体系,通过微结构构筑、材料组分设计、力-热性能优化及烧蚀性能考

核,建立了涵盖成型-性能服役环境参数匹配性良好隔热结构与材料方案,利用电弧风洞、高频等离子体风洞等地面设备模拟典型环境对新型超轻质复合材料样件进行了考核试验.

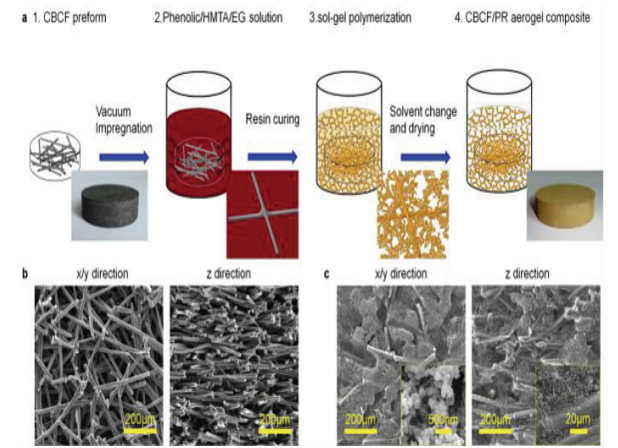


图 7 CBCF/PR 气凝胶复合材料制备流程示意图
Fig. 7 Schematic preparation diagram of CBCF/PR aerogel composite

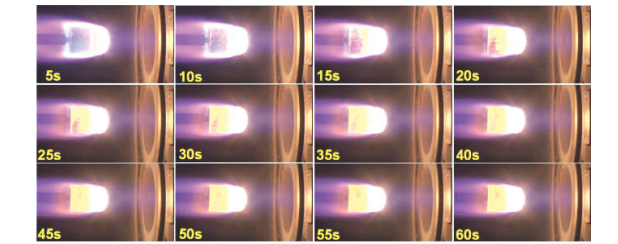


图 8 通过摄像机记录的 CBCF/PR 试样烧蚀过程
Fig. 8 Screenshot of sample CBCF/PR aerogel composite during ablation test

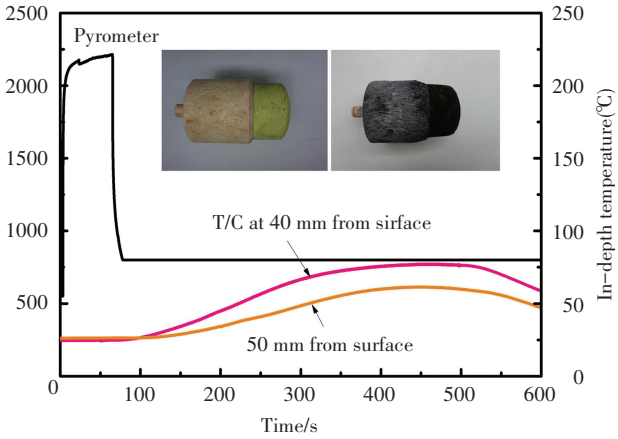


图 9 CBCF/PR 气凝胶复合材料在烧蚀和后续热沉阶段的表面和内部温度响应. 插图:烧蚀前后试样
Fig. 9 Surface and internal temperature responses of CBCF/PR aerogel composites. Illustration: Samples before and after ablation test

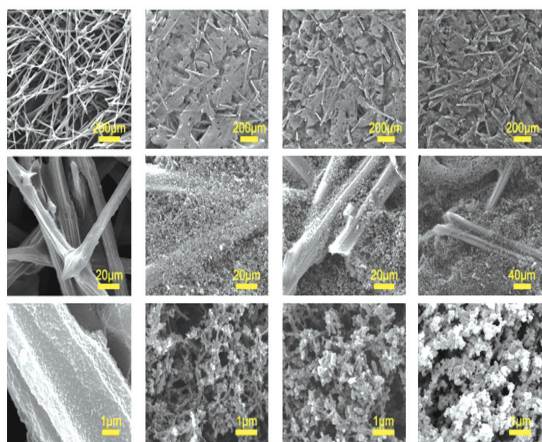


图 10 烧蚀后 CBCF 气凝胶复合材料试样沿厚度方向横向切片的 SEM 照片

Fig.10 SEM of transverse slices of CBCF aerogel composite at different height after the ablation test

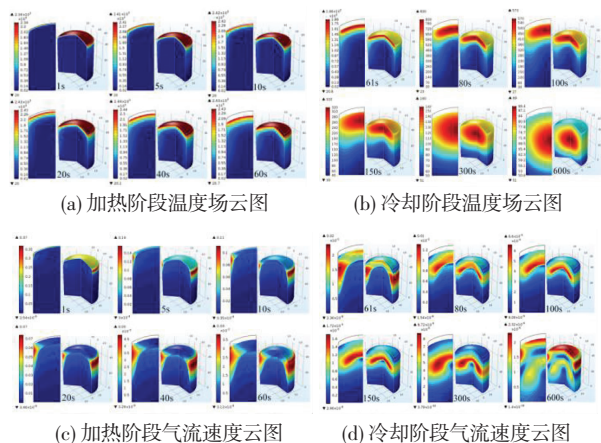


图 11 CBCF/PR 气凝胶复合材料在加热和冷却阶段性能演化的温度场云图和气流速度场云图

Fig. 11 Physical properties evolution of CBCF/PR aerogel composite during heating and cooling period, respectively

对新型超低密度烧蚀材料的烧蚀性能、表面及内部热响应、烧蚀行为进行了系统研究,通过建立烧蚀行为本征数学模型,实现了新型超低密度烧蚀材料烧蚀过程密度、孔隙度和热解程度等物理场变量以及温度、压力和流速等物理场变量演变过程模拟再现,阐明了新型超低密度烧蚀材料极端环境下防热/隔热机制,为我国新一代多用途载人飞船的热防护体系的体系设计、选材优化和性能预报提供了有力支撑。

4 国内外的技术差距

综上所述,国外关于低密度烧蚀材料的研究已经取得了丰硕的成果并积累丰富的飞行经验,主要体现在:

1) 注重防热结构创新优化设计。依据热环境特

征设计防热结构与材料,并多种防热结构形式组合应用。在飞船返回舱的高热流、大加热量的防热大底和侧壁迎风面等区域采用密度和厚度相对较大的烧蚀材料,在侧壁背风面、背板以及伞舱盖等区域采用更轻和更薄的烧蚀材料,甚至是采用陶瓷隔热瓦、毡等表面隔热结构、陶瓷多层隔热结构以及金属隔热结构等以前主要应用于航天飞机或空天飞行器重复使用的大面积防热材料;

2) 向可重复使用、高可靠、简单维护方向发展,返回舱及防热材料实现由一次性使用逐步实现可重复(或部分可重复)使用。早期的低密度烧蚀满足了一次性使用的飞船返回舱和返回式卫星的防热需求,近年来国外新研制的飞船返回舱着陆反推火箭发动机、气囊及降落伞等减速技术的益发成熟,返回舱的承力结构及部分防热结构逐步实现可重复使用,龙飞船和波音的 CST-100 飞船都提出了可重复使用 10 次的目标;

3) 持续降低烧蚀材料密度、减轻结构质量和提高应用范围,并形成烧蚀/隔热一体化设计理念。借鉴复合材料与结构领域最新研究成果,三维编织、功能梯度材料、点阵复合材料、有机-无机杂化等,有效解决防热结构和材料的烧蚀层稳定性、内部热解气体释放和不同密度和材料层之间连接可靠性和热性能匹配等制约烧蚀防热的关键问题,使得烧蚀材料的整体密度得以持续下降且使用极限环境(热流密度、驻点压力、气动剪切等)持续升高,甚至从短时高温超高温向长时高温有氧等方向防热发展,逐步形成了多种功能化涂层-表层耐烧蚀材料-内部低密度隔热材料的烧蚀/隔热一体化防热结构;

4) 防热材料设计由侧重地面试验向重视飞行验证发展。经过近半个世纪的发展,积累了大量烧蚀材料的基础性能数据,并通过近年来迅猛发展的计算机模拟能力,显著提高了对热环境和材料响应的预判能力,在防热系统设计中表现出从以往偏重于进行各种探索性或预先研究的地面试验,包括各种材料级和结构级试样或缩比件、全比例件的性能测试和试验,向防热结构和材料的飞行验证演示试验发展,并尤其重视开发探测诊断技术,建立了在线监测防热材料烧蚀响应系统,实现了实时检测环境参数和关键材料性能响应在时域和空域信息;

5) 改进防热结构与材料装配成型工艺、提高可靠度、性能一致性、降低成本。对防热材料成型装配的新工艺新方法持续投入研究,例如对蜂窝增强低密度烧蚀材料灌注成型提出了从早期的单孔手工灌注和大面积振动灌注,后续提出大面积真空灌注以及最新的机器人智能控制灌注,解决了工艺成本高、

灌注不均匀、材料质量不易控制和性能不稳定等问题,显著提高成型效率和可靠性以及材料质量和防热结构的完整性。

通过对比国内的低密度烧蚀材料的研究现状可以发现,目前国内公开报道的成熟的低密度烧蚀材料仅有神舟飞船的 H96/H88 系列玻璃纤维/酚醛蜂窝填充增强硅橡胶低密度烧蚀材料,探月工程三期月地高速再入返回飞行器热防护系统的新型碳硅复合蜂窝增强低密度烧蚀材料,材料结构体系单一等问题,并且在烧蚀性能模拟仿真和响应预报上更是还有大量工作要做,值得进行投入研究。

5 我国低密度烧蚀材料发展展望

根据国外发展低密度烧蚀材料的经验,以及国内外的差距和我国的具体国情,提出发展我国低密度烧蚀材料的主要发展展望:

1)在材料设计方面,对材料的组成-结构-性能体系深入研究,尤其注重成型工艺技术和基础机理理论的同步研究,并探索建立材料工艺-结构-性能综合模型,大力发展计算机辅助设计专家系统实现高精度的材料设计、性能优化控制,大力推进先进结构与材料的应用;

2)材料成型制备方面,基于提高防热结构与材料综合性能、稳定性、可靠性要求,结合潜在应用背景对大尺寸及复杂形状防热结构需求,开发新型材料合成、成型、装配等技术,加强关键技术突破和重点设备的研发,深入研究各种先进制备工艺机理,积累系统的材料性能数据及规律,并注意相关性能评价与测试技术的发展;

3)加强关键原材料的研制。在国内相对薄弱的高性能原材料,如高纯度粘胶基碳纤维、石英纤维、莫来石纤维等,耐高温抗氧化的酚醛树脂、有机硅树脂以及新型树脂等,以及酚醛空心微球、玻璃空心微珠和高品质陶瓷粉体等功能填料方面,加大投入力度,持续开展关键技术攻关、批量生产和质量控制方面研究,确保材料性能稳定性、重复性和可靠性;

4)建立烧蚀材料性能表征、检测与评价平台。建立可靠的理论准确预测飞船返回舱和星际探测器等极端复杂的气动力和气动热环境参数,建立可靠等效模拟高热流密度、大加热量、等离子体以及其它反应气氛等极端环境服役环境的地面设备,准确描述材料对极端环境的力-热响应以及结构性能演化规律和机理,摸清材料的极限或阈值,对于保证防热结构的可靠性均十分关键;

5)推动多种形式的高校、企业和研究机构的产学研联动合作机制。政府充分进行宏观调控,采取

发动、鼓励等间接手段结合制定完善的法律法规体系,全面推进高校、企业和研究机构等防热领域的人才和资源的融合,在防热领域形成研究高校、企业和研究机构更广范围、更高层次、更深程度产学研联动合作机,促进机构之间技术交流和转移,充分吸收学术领域前沿成果,充分调动企业参与积极性,为防热结构与材料提供丰厚的资源和可持续发展的后劲。

6 结 语

热防护系统及材料是发展和保障远程火箭、飞船返回舱和星际探测器在极端下安全工作的关键技术之一。低密度烧蚀材料耐烧蚀、隔热性能和结构重量轻等优点使其成为远程火箭、飞船返回舱和星际探测器的再入返回舱和登陆舱的大底和侧壁等极端环境下应用最重要的热防护材料。本文首先回顾了国内外低密度烧蚀热防护系统及材料的发展历史,然后,根据国发展新一代载人飞船的近地轨道、载人登月、载人登小行星、载人登火星等任务模式热防护系统的特殊需求,介绍了国内在新型低密度烧蚀材料及和设计、性能优化和烧蚀性能表征及烧蚀机理评价的研究进展,分析了国内外低密度烧蚀材料的技术差距并探讨了我国的发展展望。

参考文献

- [1] BAHRAMIAN A R, KOKABI M, FAMILI M H N, et al. Ablation and thermal degradation behaviour of a composite based on resol type phenolic resin: process modeling and experimental [J]. Polymer, 2006, 47(10): 3661-3673.
- [2] VAIA R A, PRICE G, RUTH P N, et al. Polymer/layered silicate nanocomposites as high performance ablative materials[J]. Applied Clay Science, 1999, 15(1-2): 67-92.
- [3] HOWE J T. Hypervelocity Atmospheric Flight: Real Gas Flow Fields. NASA Technical Memorandum 101055, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, USA, 1989.
- [4] SCHMIDT D L. Ablative Polymers in Aerospace Technology[J]. Journal of Macromolecular Science—Chemistry, 1969, 3(3): 327-365.
- [5] WILSON, R, KOUBEK, F. High Viscosity Thermal Protection Materials, NOL TR-68-216, 1969.
- [6] NEUSE E W. Polymers for Potential Use as Charring Ablators Under Hyperthermal Re-entry Conditions: A Review of Recent Developments[J]. Materials Science and Engineering, 1973, 11(3): 121-150.
- [7] LAUB B, VENKATAPATHY E. Thermal Protection System Technology and Facility Needs for Demanding Future Planetary Missions [C]//Planetary Probe Atmospheric Entry and Descent Trajectory Analysis and Science. 2004, 544: 239-247.
- [8] EDQUIST K T, DYAKONOV A A, WRIGHT M J, et al. Aerothermodynamic Environments Definition for the Mars Science Laboratory Entry Capsule[J]. AIAA paper, 2007, 1206: 8-11.
- [9] 吴晓宏,陆小龙,李涛,易忠.轻质烧蚀材料研究综述[J].航天

- 器环境工程, 2011, 28(4): 313.
- WU X H, LU X L, LI T, et al. A review of researches of lightweight ablators[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(4): 313-317.
- [10] ZOOK H A, FLAHERTY R E, KESSLER D J. Meteoroid Impacts on the Gemini Windows[J]. Planetary and Space Science, 1970, 18(7): 953-956.
- [11] SUTTON G W. The Initial Development of Ablation Heat Protection, An Historical Perspective[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(1): 3-11.
- [12] PAUL E. BAUER, DONALD L. RUMMER. Development and Performance of the Gemini ablative heat shield[J]. Journal of Spacecraft, 1966, 3(10): 1495-1497.
- [13] TARTAGLIONE L C, MAZZOLA J H. APOLLO Composite Ablator Material Used on Space Shuttle[J]. AIAA Paper 1982-656: 86-88.
- [14] BARTLETT E P, ANDERSON L W, CURRY D M. An Evaluation of Ablation Mechanisms for the Apollo Heat Shield Material[J]. Journal of Spacecraft, 1971, 5, 8(5): 463.
- [15] SZALAI C, BECK R, GASCH M, et al. Thermal Protection System Aerothermal Screening Tests in the HYMETS Facility[C]//42nd AIAA thermophysics conference, Honolulu, Hawaii, AIAA-2011-3493, 2011.
- [16] ALUNNI A I, OLSON M W, GÖKCEN T, et al. Comparisons of Surface Roughness in Laminar and Turbulent Environments for Orion Thermal Protection System[C]//42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, Hawaii, AIAA 2011-3776, 2011.
- [17] TITOV E V, KUMAR R, LEVIN D A, et al. Modeling of the Crack Growth in the AVCOAT Heat Shield[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Washington, DC: AIAA, 2011: 4-7.
- [18] LAUB B, CHEN Y K, DEC J A. Development of a High-fidelity Thermal/Ablation Response Model for SLA-561V[C]//41st AIAA Thermophysics Conference 22 - 25 June 2009, San Antonio, Texas: 2-6.
- [19] STRAUSS E L. Superlight Ablative Systems for Mars Lander Thermal Protection[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(10): 13051309.
- [20] PRABHU D K, SAUNDERS D A. On Heatshield Shapes for Mars Entry Capsules[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 2012, 10. 2514/6.2012-399: 15.
- [21] LAVELLE J P, SCHUET S R, DOBELL C, ET AL. The 3D Mapping of Stardust's Post Flight Heatshield[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 7 - 10 January 2008, Reno, Nevada: 4.
- [22] EDQUIST K T, HOLLIS B R, DYAKONOV A A, et al. Mars Science Laboratory Entry Capsule Aerothermodynamics and Thermal Protection System[C]//Aerospace Conference, 2007 IEEE. IEEE, 2007: 1-13.
- [23] SZALAI C, CHEN Y K, LOOMIS M, et al. Mars Exploration Rover Tires Cover Thermal Protection System Design Verification[C]//36th AIAA Thermophysics Conference 23-26 June 2003, Orlando, Florida: 1-3.
- [24] SZALAI C, CHEN Y K, LOOMIS M, et al. Mars Exploration Rover Transverse Impulse Rocket Cover Thermal Protection System Design Verification[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2005, 42(6): 990-998.
- [25] BRAUN R D, MANNING R M. Manning. Mars Exploration Entry, Descent and Landing Challenges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 310-323.
- [26] EDQUIST K T, DYAKONOV A A, WRIGHT M J, et al. Aerothermodynamic Environments Definition for the Mars Science Laboratory Entry Capsule[J]. AIAA paper, 2007, 1206: 8-11.
- [27] EDQUIST K T, DYAKONOV A A, WRIGHT M J, et al. Aerothermodynamic Design of the Mars Science Laboratory Backshell and Parachute Cone[C]//41st AIAA Thermophysics Conference 22 - 25 June 2009, San Antonio, Texas: 2-13.
- [28] DREGGORS K L. Alternative Form Treatments for the Space Shuttle's External Tank[D]. Department of Mechanical, Materials, and Aerospace in the College of Engineering and Computer Science at the University of Central Florida Orlando, Florida, 2005, 12: 39.
- [29] ANDREW S. KEYS, JEFFERY L. HALL, DAVID Y. OH, et al. Overview of a Proposed Flight Validation of Aerocapture System Technology for Planetary Missions[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 9 - 12 July 2006, Sacramento, California.
- [30] CONGDON W M. Family Systems of Advanced Charring Ablators for Planetary Aerocapture and Entry missions[J]. 1st NSTC, University of Maryland, 2007, 19: 1-2.
- [31] LAUB B. Thermal protection concepts and issues for aerocapture at Titan[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2003: 4954.
- [32] AGRAWAL P, MUNK M M, GLAAB L J. Arcjet Testing of Micro-meteoroid Impacted Thermal Protection Materials[C]//Fluid Dynamics and Co-located Conferences June 24-27, 2013, San Diego, CA 44th AIAA Thermophysics Conference: 2-17.
- [33] CONGDON W M, CURRY D M, COLLINS T J. Response Modeling of Lightweight Charring Ablators and Thermal-radiation Testing Results[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 20-23 July 2003, Huntsville, Alabama: 6-28.
- [34] LAUB B, WHITE S. Arcjet Screening of Candidate Ablative Thermal Protection Materials for Mars Science Laboratory[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2006, 43(2): 367-373.
- [35] BARNEY A O, ANTON C, CRUMPLER J, et al. Low Density Ablator Composition: U.S. Patent 6,627,697[P]. 2003-9-30.
- [36] REILEY K, BURGHARDT M, INGHAM J, et al. Boeing CST-100 Commercial Crew Transportation System AIAA 2010-8841[C]//AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition 30 August - 2 September 2010, Anaheim, California: 1-5.
- [37] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstrate Program[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference 28 April - 1 May 2008, Dayton, Ohio: 6-7.
- [38] TRAN H K, RASKY D J, ESFAHANI L. Thermal Response and Ablation Characteristics of Light-weight Ceramic Ablators[C]//AIAA 28th Thermophysics Conference July 6-9, 1993/Orlando, FL: 1.
- [39] PARMENTER K E, SHUMAN K, MILSTEIN F, et al. Compressive Response of Lightweight Ceramic Ablators: Silicone Impregnated Reusable Ceramic Ablator[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2002, 39(2): 290-298.
- [40] 吴宏博, 丁新静, 于敬晖, 等. 有机硅树脂的种类、性能及应用[J]. 纤维复合材料, 2006, 2(5): 55.
- WU H B, DING X J, YU J H, et al. Varieties, Properties and Application of Organic Silicone Resin[J]. Fiber Composites, 2006, 2(5): 55.

- [41] MILOS F S, SQUIRE T H. Thermostructural Analysis of SIRCA Tile for X-34 Wing Leading Edge TPS[J]. AIAA Paper 1998-0883, 1998:1-2.
- [42] MILOS F S, SQUIRE T H. Thermostructural Analysis of X-34 Wing Leading-edge Tile Thermal Protection System[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(2): 189-198.
- [43] GRAY M H B, KURBANYAN L, MILSTEIN F. Constitutive Properties of Silicone-impregnated Reusable Ceramic Ablator in Compression; Poisson's Ratios[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46: 923-928.
- [44] TRAN H, JOHNSON C, RASKY D, et al. Phenolic Impregnated Carbon Ablators (PICA) for Discovery Class Missions[J]. AIAA Paper 96-1911, 1996, 1911: 3-7.
- [45] AGRAWAL P, CHAVEZ-GARCIA J F, PHAM J. Fracture in Phenolic Impregnated Carbon Ablator[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(4): 735-741.
- [46] DESAI P N, QUALLS G D. Stardust Entry Reconstruction[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(5): 736-740.
- [47] WHITE T R, MAHZARI M, BOSE D, et al. Post-flight Analysis of Mars Science Laboratory's Entry Aerothermal Environment and Thermal Protection System Response[C]//44th AIAA Thermophysics Conference, 2013, (AIAA 2013-2779).
- [48] VIVIANI A, PEZZELLA G. Overview of design approach for a sample return capsule[C]//18th AIAA/3AF international space planes and hypersonic systems and technologies conference. 2012: 5858.
- [49] DESAI P N, QUALLS G D, SCHOENENBERGER M D. Reconstruction of the Genesis entry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(1): 33-38.
- [50] VENKATAPATHY E, REUTHER J. NASA Crew Exploration Vehicle, Thermal Protection System, Lessons Learned[C]. Georgia Institute of Technology, 2008.
- [51] FELDMAN J, GASCH M, POTEET C, et al. Advanced Rigid Ablative Thermal Protection Systems[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2012: 472.
- [52] CASSELL A, SZALAI C, BECK R, et al. Development of Thermal Protection Materials for Future Mars Entry, Descent and Landing Systems[C]//10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. 2010: 5049.
- [53] STACKPOLE M, THORNTON J, FAN W, et al. Development of Low Density Flexible Carbon Phenolic Ablators[J]. 2011.
- [54] 董彦芝. 神舟飞船防热大底结构设计[J]. 航天器工程, 2002, 11(4): 34-37.
- DONG Y Z. Design of the Shenzhou spacecraft thermal structure[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2002, 11(4): 34-37.
- [55] 吴国庭. 神舟飞船防热结构的研制[J]. 航天器工程, 2004, 13(3): 14-19.
- WU G T. Development of the Shenzhou spacecraft thermal structure[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2004, 13(3): 14-19.
- [56] 王春明, 梁馨, 孙宝岗等. 低密度烧蚀材料在神舟飞船上的应用[J]. 宇航材料工艺, 2011, 2:7.
- WANG C M, LIANG X, SUN B G, et al. Application of Low Density Ablative Material on Shenzhou Spacecraft[J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, 2:7.
- [57] 董彦芝, 刘峰, 杨昌昊, 等. 探月工程三期月地高速再入返回飞行器防热系统设计与验证[J]. 中国科学: 技术科学, 2015, 45(2): 151-159.
- DONG Y Z, LIU F, YANG C H, et al. Design and verification of the TPS of the circumlunar free return and reentry flight vehicle for the 3rd phase of hinese lunar exploration program (in Chinese). Scientia Sinica Technology, 2015, 45: 151-159.
- [58] 高家一, 杜涛, 沈颖哲, 等. 低密度烧蚀材料在中高热流环境应用的试验研究和理论预测[J]. 实验流体力学, 2016, 30(6): 37-42.
- GAO J Y, DU T, SHEN Y Z, et al. Predication and wind tunnel experimental verification of thermal protection performance for low density ablative material in medium thermal environment[J]. Journal of experiments in fluid mechanics, 2016, 30(6): 37-42.
- [59] 高俊杰, 俞继军, 韩海涛, 等. 树脂基烧蚀材料微观传热特性预测[J]. 航空学报, 2017, 38(S1): 7215.
- GAO J J, YU J J, HAN H T, et al. Prediction Of Meso-heat transfer characteristics of resin-based ablative materials[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica[J]. 2017, 38(S1): 7215.
- [60] 张友华, 陈连忠, 曲德军, 等. 低密度烧蚀材料高温气动剪切试验研究[J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(6): 74-76.
- ZHANG Y H, CHEN L Z, QU D J, et al. Aerodynamic Shear Tests on Low Density Ablation Materials[J]. Aerospace Materials and Technology, 2009, 39(6): 74-76.
- [61] 王筠, 杨云华, 冯志海. 深空探测用热防护材料的现状及发展方向[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(5): 1-10.
- WANG Y, YANG Y H, FENG Z H. Current Status and Further Trend of Thermal Protection Materials for Deep Space Exploration[J]. Aerospace Materials and Technology, 2013, 43(5): 1-10.
- [62] 贾献峰, 刘旭华, 乔文明, 等. 酚醛浸渍碳烧蚀体(PICA)的制备, 结构及性能[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(1): 77-80.
- JIA X F, LIU X H, QIAO W M, et al. Preparation and Properties of Phenolic Impregnated Carbon Ablator[J]. Aerospace Materials and Technology, 2016, 46(1): 77-80.
- [63] 杨雷, 张柏楠, 郭斌, 等. 新一代多用途载人飞船概念研究[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 703-713.
- YANG L, ZHANG B N, GUO B, et al. Concept definition of new-generation multi-purpose manned spacecraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 703-713.

(编辑 苗秀芝)