

热防护用轻质烧蚀材料现状与发展

薛华飞¹, 姚秀荣¹, 程海明², 张幸红², 刘兆晶¹

(1. 哈尔滨理工大学 材料科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150080;

2. 哈尔滨工业大学 复合材料与结构研究所, 黑龙江 哈尔滨 150080)

摘要:针对我国航天器对热防护系统轻量化的需求,系统总结了国内外轻质热防护烧蚀材料的研究进展及实际应用现状,主要包括蜂窝填充橡胶或树脂、树脂浸渍纤维化多孔基体两类材料,重点介绍了玻璃纤维/酚醛或碳纤维/酚醛蜂窝填充硅橡胶、硅树脂或酚醛树脂和硅树脂浸渍可重复使用陶瓷基体烧蚀材料和酚醛浸渍碳基体烧蚀材料,总结了轻质烧蚀材料的发展趋势和对我国在该领域发展的借鉴意义。

关键词:热防护; 轻质烧蚀材料; 树脂; 蜂窝; 纤维化基体

DOI: 10.15938/j.jhust.2017.01.022

中图分类号: V45 文献标志码: A 文章编号: 1007-2683(2017)01-0123-06

Current Situation Development of Lightweight Ablation Materials for Thermal Protection

XUE Hua-fei¹, YAO Xiu-rong¹, CHENG Hai-ming², ZHANG Xing-hong², LIU Zhao-jing¹

(1. School of Materials Science and Engineering, Harbin University of Science and Technology, Harbin 150080, China;

2. Center of Composite Materials, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: In view of demand of lighter thermal protection system for our national space vehicle, recent development of investigation and practical application of lightweight thermal protection ablation materials are summarized systematically at home and abroad, in which the silicon or resin reinforced with honeycomb structural reinforcement and resin impregnated fibrous substrate ablators are included, focuses on silicon, phenolic and silicone resin reinforced with glass, silica or carbon fiber/phenolic honeycomb as well as Silicone Impregnated Reusable Ceramic Ablator (SIRCA) and Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA), finally the development tendency in the future of aboard lightweight ablators is proposed, which can directly borrow or simply draw inspiration for our country in this field.

Keywords: thermal protection; lightweight ablator; resin; honeycomb; fibrous substrate

收稿日期: 2014-10-09

作者简介: 薛华飞(1986—),男,硕士研究生;

程海明(1984—),男,博士研究生。

通信作者: 姚秀荣(1963—),女,教授,硕士研究生导师, E-mail: yaoxr@hrbust.edu.cn.

0 引言

热防护系统是保护服役在高温热环境中飞行器免遭烧毁或过热的关键子系统。现有的热防护系统及材料主要包括非烧蚀(可重复使用)类和烧蚀类^[1]。烧蚀热防护,是以消耗物质来换取防热效果的积极防热方式,优点是工作安全可靠,防热效率高,适应流场变化能力强。对服役在高热流条件下或热环境无法准确预测的飞行器,烧蚀防热是唯一可行的防热方式,且系统结构简单,一般使用胶黏剂将其直接胶接在内部承力主结构上使用。对热环境比较恶劣部位的处理更为简便,只需将局部加厚或换装抗烧蚀能力更强的单块材料即可。烧蚀材料密度较低,使得整个热防护系统结构紧凑、质量轻。其缺点是仅能一次性使用,并存在发生烧蚀后气动外形变化的问题。

烧蚀热防护材料按密度分为标准密度与轻质烧蚀材料。以碳/碳、碳/酚醛、高硅氧/酚醛为代表的标准密度烧蚀材料主要应用于高热流、超高温、高驻点压力、高速粒子冲刷等极端恶劣环境短时间服役的远程火箭或导弹;轻质烧蚀材料主要应用于飞船返回舱或空间探测器等普遍采用半弹道-跳跃式或升力再入等气流焓值高、短时间热流密度大、驻点压力低和再入时间长的再入环境,要求热防护系统及其材料具有轻质、耐高温、低热导率、低烧蚀量和高热阻塞效应的特点。

本文初步阐述了轻质烧蚀材料的国内外研究现状与进展及实际应用,并探讨了轻质烧蚀材料的发展方向。

1 返回舱烧蚀热防护系统及材料的发展

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“水星”号飞船的防热结构中,热流最大的钝头部分采用的是标准密度玻璃纤维增强酚醛作为烧蚀材料^[2]。通过研究飞船热防护机理,发现质量引射效应可以担负主要的防热机制,当烧蚀材料的气化分数很高时,它的热解气体质量引射热阻塞效应系数 $\Phi = q_o(\text{引射})/q_o(\text{无引射})$ 可以达到 0.2~0.3,即 70%~80% 的气动加热是由质量引射带走^[3]。在这一研究成果的指导下,美国研究了大量的轻质碳化型烧

蚀材料,如 DC-325、AVCOAT、PhenCarb、SLA-561、SRAM、BLA、SRICA、PICA 等。

目前普遍采用的轻质烧蚀材料,密度大都在 0.2~0.9 g/cm³ 范围之内^[4]。在高熔点陶瓷纤维、碳纤维的长纤维毡、细针穿刺或短切纤维网络骨架等纤维化基体内部分浸渍多孔有机硅树脂或酚醛树脂,这种方法构成的复合材料称为纤维化基体浸渍轻质烧蚀材料;在玻璃纤维/酚醛、高硅氧/酚醛或碳/酚醛蜂窝内填充硅橡胶、有机硅树脂或酚醛树脂构成的复合材料以及在填充相内添加短切石英纤维或短切碳纤维、酚醛空心微球、玻璃空心微球和辐射剂等多种功能填料,称为蜂窝增强轻质烧蚀材料。

轻质烧蚀材料选用的树脂具有分解温度和碳化温度低的特点,可以在较低的温度下产生质量引射效应和热解碳层高辐射效应来降低烧蚀材料表面对流热流,并可以大量的向外辐射热量,加之材料的热导率较低,可以在较长的再入时间里起到隔热效果。

2 橡胶或树脂填充蜂窝结构基体复合材料

该类材料普遍采用玻璃纤维/酚醛、高硅氧/酚醛或碳/酚醛蜂窝作为增强相,密度低、导热系数小的弹性硅橡胶、硅树脂或酚醛树脂等作为基体相,并在基体内加入短切石英纤维或碳纤维、玻璃空心微球、酚醛微球、二氧化钛等功能填料来降低材料密度,提高隔热性能并改善烧蚀材料表面的抗辐射能力。除了作为承载结构提高强度之外,蜂窝结构还可提高材料的抗气流剪切能力,在再入过程稳定烧蚀层,阻止表面烧蚀层脱落^[5]。

2.1 酚醛玻璃纤维蜂窝填充硅橡胶 DC-325

20 世纪 60 年代初,美国为实现“双子星座”号载人飞船的轻量化,在飞船座舱钝头防热大底采用了密度大约为 0.87 g/cm³ 的玻璃纤维/酚醛蜂窝填充双组份甲基硅橡胶 DC-325 防热材料,在双组份硅橡胶内还添加二氧化钛和质量比为 5% 的空心玻璃微球来提高耐热性,玻璃空心微球同时也可以减少材料的密度和降低热导率^[6]。

我国的神舟飞船上也采用这种体系的防热材料,即在玻璃纤维/酚醛蜂窝内加入增强纤维、玻璃空心微球、酚醛空心微球填料的苯基硅橡胶。为了提高热防护系统的效率采用了变密度设计,在热流、驻点压力较大的飞船返回舱防热大底和侧壁迎风面采用了密度为 0.71 g/cm³ 的 H96 轻质烧蚀材料,在

侧壁的背风面采用密度为 0.54 g/cm^3 的 H88^[5]。

2.2 酚醛玻璃纤维蜂窝填充酚醛树脂 AVCOAT 5026-39/HC-GP

经过“双子座”飞船计划技术储备后,美国开展了载人登月的“阿波罗”计划,“阿波罗”飞船指令舱采用的 AVCOAT 5026-39/HC-GP 轻质烧蚀材料,是在玻璃纤维/酚醛蜂窝中填充环氧-酚醛树脂及酚醛空心微球、短切石英纤维填料制成平均密度为 0.55 g/cm^3 的复合材料^[6]。

相比于硅橡胶,酚醛树脂能承受更高的热流和表面温度,烧蚀率低,烧蚀表面碳化层的强度更大,能够通过反向辐射耗散掉大量的再入加热等优点,使得酚醛树脂成为高加热环境的优良隔热材料。

“阿波罗”号飞船指令舱采用的是在不同的热环境区域改变材料厚度的方法来提高热防护系统的效率^[7],最终方案是隔热材料厚度从大底迎风面的 2.7 英寸渐变为侧壁背风面的 0.70 英寸。AVCOAT 5026-39/HC-GP 材料强度高,但存在低温模量较高和断裂延伸率低的问题,为了能够承受太空和月面低温的考验,热防护系统内的不锈钢蜂窝支撑结构与铝合金蜂窝主结构之间增加了辅助滑动桁条隔离系统,导致热防护结构复杂化^[8]。

2.3 碳/酚醛蜂窝填充酚醛树脂 PhenCarb

20 世纪 90 年代以后,针对玻璃纤维蜂窝填充酚醛树脂烧蚀材料 AVCOAT 5026-39/HC-GP 密度和热导率高的不足,美国应用研究协会 ARA (applied research associates) 研制了密度为 $0.32 \sim 0.58 \text{ g/cm}^3$ 的蜂窝填充酚醛树脂烧蚀材料-PhenCarb 系列轻质烧蚀材料^[9]。

除了密度比 AVCOAT 5026-39/HC-GP 低之外,PhenCarb 采用有较大变形能力的大孔 Flex Core 蜂窝替换 AVCOAT 5026-39/HC-GP 的六边形蜂窝, Flex Core 蜂窝格子尺寸接近 25.4 mm,单孔面积和一枚邮票相当,并且可根据不同热环境选用碳/酚醛或高硅氧/酚醛成分的 Flex Core 蜂窝。在酚醛树脂内,PhenCarb 添加了弹性共聚物用于降低酚醛树脂的脆性,还新增了辐射剂(opacifies)来降低辐射向内传导,这些填料在烧蚀时熔化还赋予 PhenCarb 极好的损伤愈合能力^[10]。

NASA 对 PhenCarb 的风洞考核认为 PhenCarb 主要用于热流密度为 $225 \sim 575 \text{ W/cm}^2$ 的热环境。在 722 W/cm^2 的短时间($\sim 25 \text{ sec}$)测试也有较好的结果,甚至有报道其可以承受 1000 W/cm^2 的热环境^[11]。

2.4 酚醛玻璃纤维蜂窝填充硅树脂

2.4.1 SLA-561V

20 世纪 70 年代初,洛克希德·马丁公司开发了超轻质烧蚀材料 SLA (super light ablator)。SLA 是在 Flex Core 玻璃纤维/酚醛蜂窝中填充硅树脂、短切石英纤维和短切碳纤维,并在硅树脂内增加软木、酚醛微球和二氧化硅微球填料构成的烧蚀材料,密度可降低到 0.256 g/cm^3 左右^[12]。

SLA 系列材料在 1976 年成功应用于 Viking 火星探测项目 Viking I 和 Viking II 着陆器热防护系统的隔热大底^[13]。20 世纪 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·马丁公司针对之前任务中 SLA 暴露出的问题,改进了 SLA 与承力结构材料之间的连接方式,将 SLA 直接连接在蜂窝夹心结构板的碳纤维面板上,比较典型的是 SLA-561V^[14]。

SLA-561V 分别作为火星探测器进入舱的前端隔热大底应用在 1997 年发射的火星探路者 MPF (Mars Pathfinder probe)、2003 年发射的火星探测漫游者 MER (mars exploration rover) 的 MER-A 勇气号 (Spirit) 和 MER-B 机遇号 (Opportunity)、2007 年发射的凤凰号 (Phoenix),SLA-561V 还被应用于火星科学实验室 MSL (mars science laboratory) 好奇号 (Curiosity) 探测器的背部隔热罩^[15]以及用于采集“Wild-2”彗星慧发成分的“星辰”号 (Stardust) 试样返回舱背部隔热^[16]。此外,SLA 也用于航天飞机燃料外储箱的保温^[17]。

2.4.2 SRAM

进入 21 世纪以后,为了满足星际探测飞行器的需要,美国发展了大量碳化型轻质烧蚀材料,这些材料在烧蚀表面形成坚固的碳化层,能够抵抗冲刷并具有辐射散热能力。美国应用研究协会 ARA 研制了密度为 $0.22 \sim 0.38 \text{ g/cm}^3$ 的硅树脂增强烧蚀材料 SRAM (silicone reinforced ablative material)。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 制备过程更简单且成本更低^[18]。

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^[19]。

2.4.3 BLA

轻质烧蚀材料 BLA (Boeing lightweight ablator) 是由美国波音公司研发的低成本热防护材料,在基

体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 的轻质烧蚀材料。BLA 轻质烧蚀材料具有高强度(拉伸强度超过 100 lb/in^2)、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% 的射频透过率)、抗潮湿性与低成本等特点,在高马赫数条件下承受 1760°C 时只发生缓慢烧蚀,后退率接近率约 0.0762 mm/s 。

BLA 的树脂、催化剂、空心微球和稀释剂等原材料均可以直接采用商用原料,所以相比于其他轻质烧蚀材料价格更低廉。BLA 制备简单方便,因此充裕时间内可以采用真空导入、真空袋压、模压等成熟复合材料成型工艺方法制备 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,超然冲压发动机飞行演示项目(scramjet engine flight demonstrate program) X-51A 的弹体大量采用了 BLA 烧蚀材料,巡航段上表面采用的是可重复使用柔性表面隔热瓦 FRSI (flexible reusable surface insulation) 表面喷涂按照热环境设计的变厚度 BLA-S,除此之外,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^[9]。

3 树脂浸渍纤维化多孔基体烧蚀材料

20 世纪 90 年代 NASA Ames 研究中心开展了多种纤维化多孔基体烧蚀材料的研究来提高材料防热性能并降低系统质量,即新型轻质陶瓷烧蚀体 LCAs (new light weight ceramic ablators, LCAs)^[2]。LCAs 是在高孔隙率,低密度($0.0965 \sim 0.357 \text{ g/cm}^3$)纤维化陶瓷或碳基体内部浸渍有机硅树脂或酚醛树脂所得到的烧蚀材料,该材料基体内浸渍的树脂含量可控,且能相对均匀的分布在基体内部,一般最终密度在 $0.220 \sim 0.330 \text{ g/cm}^3$ 之间^[2]。LCAs 的主要代表是 NASA Ames 研究中心研发的硅树脂浸渍可重复使用陶瓷烧蚀材料 SIRCA (silicone impregnated reusable ceramic ablator) 和酚醛树脂浸渍碳基体烧蚀材料 PICA (phenolic impregnated carbon ablator)。

3.1 硅树脂浸渍可重复使用陶瓷基体烧蚀材料 SIRCA

即在纤维化高孔隙率陶瓷纤维基体中部分浸渍硅树脂形成的烧蚀材料。典型的陶瓷纤维基体包括

NASA Ames 研究中心的热绝缘材料 AIM (Ames insulation material) 和耐火纤维复合材料绝缘瓦 FRCI (fibrous refractory composite insulation, FRCI),其中 AIM 由直径 $3 \mu\text{m}$ 的氧化硅纤维组成,密度在 $0.165 \sim 0.190 \text{ g/cm}^3$ 之间,而 FRCI 就是航天飞机大面积热防护系统使用的第二代陶瓷隔热材料,密度比 AIM 略高在 $0.170 \sim 0.220 \text{ g/cm}^3$ 之间,由 80% 二氧化硅纤维(直径 $3 \mu\text{m}$)、20% 的 Nextel 纤维(直径 $8 \mu\text{m}$)和少量的 SiC 粉组成^[2]。SIRCA 的填充剂聚硅氧烷,是硅原子和氧原子交替连接形成的具有高度交联网络结构的有机硅氧烷,分子链上既有“有机基团”又含有“无机基团”的结构特性,决定了硅树脂具有有机材料和无机材料的双重性能^[3]。

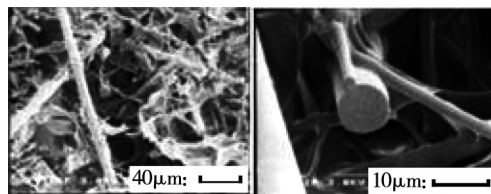
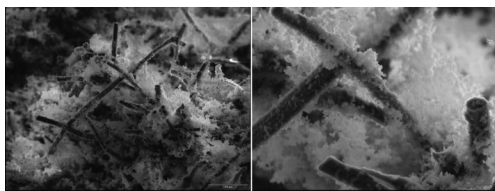
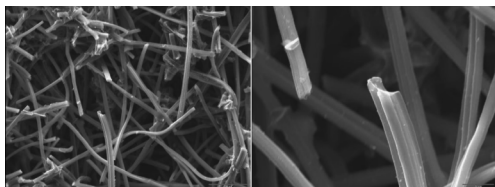


图1 SIRCA 15F 微观结构^[2]

NASA 研究结果表明 SIRCA 的应用环境热流密度最好在 200 W/cm^2 以内,目前 SIRCA 被应用于 NASA X-34 飞行器的翼前缘和鼻锥^[2],也被应用于火星探测漫游者 MER 的降落伞减速系统和背面接口面板以及反推冲量系统发动机的热防护^[3]。德国 Kistler 公司则选择 SIRCA 作为 K-1 型可重复使用运载器的鼻锥及其他快速加热部位的热防护。

3.2 酚醛树脂浸渍碳基体烧蚀材料 PICA

PICA 是将纤维化多孔碳基体浸渍部分酚醛树脂得到的烧蚀材料,通过 NASA Ames 研究中心的热防护系统与材料团队独创的浸渍技术控制酚醛树脂浸渍量来调控 PICA 的密度在 $0.224 \sim 0.321 \text{ g/cm}^3$ 之间,并可以保证酚醛树脂在碳基体内分布均匀^[2]。碳基体 FiberForm[®] 由 Fiber Materials Inc. (FMI) 提供,这种刚性、低密度($0.152 \sim 0.176 \text{ g/cm}^3$)、碳纤维为主的碳/碳复合材料之前主要用于真空或惰性气氛炉的热绝缘。通过成型过程的控制使得 FiberForm[®] 短切纤维在平行于加压面内呈现随机分布,而在垂直于加压面内纤维层状分布,这种结构上的各向异性使得其力学、热物理性能同样具备各向异性的特点^[2],而在垂直于加压面方向隔热性能更好,所以 PICA 在服役中可以将 FiberForm[®] 隔热性能更好的方向朝向热流方向使用。

图2 PICA 微观结构^[27]图3 FiberForm 微观结构^[27]

NASA Ames 研究中心在热流密度 $425 \sim 3360 \text{ W/cm}^2$ 、表面压力 $0.1 \sim 0.43 \text{ atm}$ 、焓值 $6245 \sim 33600 \text{ J/cm}^2$ 范围内对 PICA 的烧蚀特性进行了测试,结果表明 PICA 材料烧蚀表面光滑完整,没有观察到任何机械剥蚀的迹象,甚至在热流密度和剪切力比稳定区高出一倍的平头试样边缘也没有剥蚀现象发生。PICA 同样具有极佳的热绝缘性能,对热流密度 570 W/cm^2 、驻点压力 0.42 atm 、焓值 14520 J/cm^2 的烧蚀试样,当表面温度接近 2760°C ,距离表面 1.22 cm 处的温度最高峰才达到 983°C 。经过 270 s 后,距离表面 2.96 cm 处的温度峰值仅为 371°C ,距离表面 4.04 cm 处的温度峰值仅为 149°C ,这一烧蚀特性使得 PICA 可以不需要多余的热绝缘材料直接连接到航天器主体结构表面使用,作为结构材料亦可简化隔热机构,因此 PICA 可以作为防/隔热一体化超轻质烧蚀材料使用。

PICA 具有低密度、耐高温、低热导率、低烧蚀量和高热阻塞效应的特点,使得 PICA 不仅能为从低地轨道再入大气层的飞行器提供热防护,还满足从月球或其他星球直接再入大气层的返回舱的热防护需求。

PICA 已应用于火星科学实验室登陆舱的防热大底,该登陆舱的直径达到 4.5 m ,重量接近 3500 kg ,将 960 kg 的有效载荷火星车及附属装置运送到火星表面,该登陆舱 2012 年 8 月以 5.6 km/s 的速度成功进入火星大气层,并将火星车投放到预定位置。

经过 NASA Ames 研究中心与太空技术探索 Space-X 公司合作通过优化制备工艺和材料成分得到的 PICA-X 轻质烧蚀材料,在不损失 PICA 的烧蚀

性能的同时将降低了成本并提高了材料的耐久性。PICA-X 作为“天龙号”Dragon 飞船的防热大底,从 2012 年 10 月至今已经完成了三次对国际空间站 ISS 的物资补给和材料运回地球工作。

经过“星尘号”、“好奇号”和天龙飞船的技术验证后,在“猎户座”Orion (NASA crew vehicle, CEV) 热防护系统 Block2 阶段任务——研制直接从月球返回地球再入大气层“猎户座”乘员舱的热防护系统前端的防热大底的竞标中,波音与 FMI 公司联合提供的 PICA 在与应用研究协会 ARA 的 Phen-Carb、洛克希德·马丁公司的碳/碳复合材料结构的 cal-carb 及德事隆公司的 3D-Q/P-HD/LD 和 AV-COAT5026-39/HC-GP 材料的对比测试中,PICA 成功中标 Block2 阶段,成为直径 5 m 的烧蚀防热屏的 baseline 备选材料。

4 结 论

综上所述,国外关于航天器轻质烧蚀材料的研究已经取得了丰硕的成果并且有丰富的飞行经历,主要体现在:

1) 材料多样且形成完整体系,形成硅橡胶、硅树脂、酚醛树脂填充玻璃纤维/酚醛、高硅氧/酚醛、碳/酚醛等多种蜂窝构成的蜂窝填充轻质烧蚀材料体系和硅树脂、酚醛树脂浸渍陶瓷纤维或碳纤维纤维化多孔基体轻质烧蚀材料体系,而且每种材料通过控制密度、调整成分以满足不同的热环境需求;

2) 轻质烧蚀材料已经覆盖了弹道式和升力式或弹道-跳跃式多种弹道、从近地轨道和月球接返回地球及进入火星大气层等多种热环境的热防护要求;

3) 能够满足从直径不足 1 m 到高达 5 m 、有效载荷高达数吨的无人和载人飞行器对轻量化热防护系统的要求。

通过对比国内的轻质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轻质烧蚀材料仅有神舟飞船的 H 系列玻璃纤维/酚醛蜂窝填充硅橡胶轻质烧蚀材料,存在材料体系不完备、结构单一等问题,值得进行投入研究。

参 考 文 献:

- [1] 孟松鹤,杜善义,韩杰才. 热防护系统及材料的研究进展
- [2] //中国力学学会. 复合材料——基础、创新、高效: 第十四届全国复合材料学术会议论文集(上). 北京: 中国宇航出版

- 社,2006:11-18.
- [2] 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.
 - [3] BAUER P E, DONALD L R. Development and Performance of the Gemini ablative heat shield [J]. Journal. Spacecraft, 1966, 3(10):1495-1497.
 - [4] 姜贵庆. 非烧蚀热防护与非烧蚀机理 [C] //俞鸿儒. 近代空气动力学研讨会论文集. 北京: 中国宇航出版社,2005:74-79.
 - [5] KEYS Andrew S, HALL Jeffery L, DAVID Y, et al. Overview of a Proposed Flight Validation of Aerocapture System Technology for Planetary Missions [C] //AIAA. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. California: AIAA,2006:36-39.
 - [6] DREGGORS Kirsten L. Alternative Form Treatments for the Space Shuttle's External Tank [D]. Florida, Department of Mechanical, Materials, and Aerospace in the College of Engineering and Computer Science at the University of Central Florida Orlando, 2005:12-39.
 - [7] 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.
 - [8] TARTAGLIONE L C, MAZZOLA J H. APOLLO Composite Ablator Material Used on Space Shuttle [J]. AIAA Paper, 1982, 656:86-88.
 - [9] CROWDER R S, MOOTE J D. Apollo entry aerodynamics [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1969, 6:302-307.
 - [10] BRYAN R, GREEN D H, CHAUVIN L T, et al. Apollo Thermal Protection System Development [J]. Journal of Spacecraft, 1970, 7(6):727-729.
 - [11] AGRAWALL Parul, MUNK Michelle M, GLAAB Louis A. Arcjet Testing of Micro-Meteoroid Impacted Thermal Protection Materials [C] //AIAA. Fluid Dynamics and Co-located Conferences San Diego: AIAA,2013:2-17.
 - [12] CONGDON William M, CURRY Donald M, COLLINS Timothy J. Response Modeling of Lightweight Charring Ablators and Thermal-Radiation Testing Results [C] //AIAA. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Alabama: AIAA, 2003:6-28.
 - [13] LAUB Bernard, CHEN Y K, JOHN A D. Development of a High-Fidelity Thermal/Ablation Response Model for SLA-561V [C] //AIAA. 41st Thermo-physics Conference. San Antonio: AIAA, 2009:2-6.
 - [14] PRABHU Dinesh, SAUNDERS David. On Heatshield Shapes for Mars Entry Capsules [C] //AIAA. 50th Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Florida: AIAA, 2012:15.
 - [15] EDQUIST Karl T, Brian R, HOLLIS A A D, et al. Mars Science Laboratory Entry Capsule Aerothermodynamics and Thermal Protection System [J]. AIAA Paper,2007 36:2.
 - [16] SZALAI Christine, CHEN Y K, LOOMIS Mark, et al. Mars Exploration Rover Tires Cover Thermal Protection System Design Verification [C] //AIAA. 36th Thermophysics Conference, Florida: AIAA,2003:1-3.
 - [17] William H W. Stardust Sample Return Capsule Design Experience [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36:470-474.
 - [18] CONGDON W M. Family Systems of Advanced Charring Ablators for Planetary Aerocapture and Entry Missions [J]. AIAA Paper, 1996, 11:3-7.
 - [19] HANK Joseph M, MURPHY James S, MUTZMAN Richard C. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstrate Program [C] //AIAA. 15th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Ohio: AIAA,2008:6-7.
 - [20] TRAN H K, RASKY D J, ESFAHANI L. Thermal Response and Ablation Characteristics of Light-Weight Ceramic Ablators [C] //AIAA. 28th Thermo-physics Conference, Orlando: AIAA, 1993:1.
 - [21] TRAN H K, RASKY D J, ESFAHANI L. Thermal Response and Ablation Characteristics of Lightweight Ceramic Ablators [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994,31,6:1-2.
 - [22] PARMENTER Kelly E, SHUMAN Karl, MILSTEIN Frederick, et al. Compressive Response of Lightweight Ceramic Ablators Silicone Impregnated Reusable Ceramic Ablator [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002,39(2):291-293.
 - [23] 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,2006,6,2(5):55.
 - [24] MILOS Frank S, SQUIRE Thomas H. Thermo-structural Analysis of SIRCA Tile for X-34 Wing Leading Edge TPS [J]. AIAA Paper, 1998, 8:1-2.
 - [25] GRAY Mike H B, KURBANYAN Lev, MILSTEIN Frederick, et al. Constitutive Properties of Silicone Impregnated Reusable Ceramic Ablator in Compression: Poisson's Ratios [J]. J Spacecraft and Rockets, 2009, 46(4):923-924.
 - [26] TRAN Huy K, JOHNSON Christine E, RASKY Daniel J, et al. Phenolic Impregnated Carbon Ablators (PICA) for Discovery Class Missions [J].
 - [27] AGRAWAL Paul, CHAVEZ Jose F. Fracture in Phenolic Impregnated Carbon Ablator [C] //AIAA. 42nd AIAA Thermo-physics Conference. Hawaii: AIAA, 2011:3.

(编辑: 关 毅)