



轻质烧蚀防热材料研究进展

马秀萍 郭亚林 张 玮

(西安航天复合材料研究所, 西安 710025)



摘要: 航天飞行器的工作要求热防护材料具有轻质、高强、抗冲刷的特点, 因此宇航材料的发展正在朝着低密度、高性能、耐烧蚀的方向发展。本文对轻质陶瓷隔热瓦、蜂窝增强低密度材料、纳米多孔气凝胶、酚醛树脂基低密度材料、弹性体材料、薄壁树脂基和碳基材料等轻质耐烧蚀热防护材料的发展及现状进行了综述, 并对未来发展方向提出了展望。

关键词: 热防护; 轻质; 高性能; 耐烧蚀材料

Progression of Lightweight Ablative Thermal Protection Materials

Ma Xiuping Guo Yalin Zhang Yi

(Xi'an Aerospace Composites Research Institutus, Xi'an 710025)

Abstract: The property of lightweight, high strength and anti-erosion are required for spacecraft thermal protection system. Therefore, the development of aerospace materials should be low density, high performance and ablation resistance. The status, progression and future direction for lightweight ablative materials are introduced in this paper. Lightweight ceramic tile, honeycomb reinforced material, nano-porous airgel, phenolic based material, elastomer ablative material and thin-walled resin or carbon based material are included.

Key words: thermal protection; lightweight; high performance; ablative material

1 引言

航天器在飞行过程中会因气动热效应或含能材料的燃烧等原因而承受高温、高压、强冲刷、高热流等热载荷的作用, 为保证飞行器结构材料的正常工作, 需采用耐高温热防护材料对宇航飞行器进行热防护。常见的耐高温热防护材料有难熔金属、石墨、碳基材料、陶瓷基材料和树脂基材料等。轻量化是航空航天领域对材料的基本要求之一, 是研制高性能航天器的重要前提, 也是宇航烧蚀防热材料的重要发展方向。目前, 宇航烧蚀防热材料已从早期的耐高温、密度大的难熔金属和石墨发展到中低密度 C/C 复合材料(密度 $1.3\sim 2.0\text{g/cm}^3$)和纤维增强树脂基复合材料(密度 $1.4\sim 1.7\text{g/cm}^3$), 同时针对特定的热防护系统需求开发

出了密度更低($<1.0\text{g/cm}^3$)的烧蚀防热材料^[1~3], 广泛应用于航空航天领域, 例如火箭、导弹、高性能发动机的一次性热防护以及航天器、空间探测器的再入热防护等气流焓值高、热流密度大、高烧蚀的环境, 具有不可替代的重要作用。

根据航天器工作的实际需求, 在保证耐烧蚀防热性能的前提下, 国外对热防护构件的轻量化研究主要采用多孔结构降低材料密度的方法研制轻质耐烧蚀防热材料; 到 20 世纪 60 年代, 开始采用具有较低本体密度耐烧蚀材料的方法减小热防护构件的惰性质量; 近年来, 通过提高烧蚀防热材料整体强度, 制作薄壁构件的方法进行热防护材料的轻量化研究。本文综述了轻质烧蚀防热材料研究进展情况, 主要包括轻质陶瓷隔热瓦材料、蜂窝增强低密度材料、纳米多孔气凝

胶材料、酚醛树脂基低密度材料、弹性体烧蚀隔热材料和薄壁树脂基和碳基耐烧蚀材料。

2 多孔结构材料

2.1 轻质陶瓷隔热瓦材料

陶瓷隔热瓦材料是针对航天飞机热防护需求研制的,其主要成分为石英纤维、氧化铝或硼硅酸铝纤维,纤维之间在经过高温烧结之后可以相互“搭接”形成多孔结构,从而获得较低的密度,良好的隔热性能和力学性能^[4]。目前已经研发出多种体系的隔热瓦材料,例如全石英隔热瓦(LI、AIM)、多元隔热瓦(FRCI、HTP)、氧化铝纤维增强热屏蔽隔热瓦(AETB、BRI)等,配合其使用的还有耐高温涂层结构,例如RCG、HETC、TUFU等^[5-6]。陶瓷隔热瓦具有优异的抗烧蚀性能,较高的抗冲刷特性、隔热特性和一定的强度,但其韧性差,需与其它材料配合使用。

陶瓷隔热瓦材料主要用于航天飞机表面的热防护,美国的五架航天飞机均采用轻质陶瓷隔热瓦作为表面热防护材料,应用面积高达68%。近些年,美国通过对陶瓷隔热瓦材料改性,将其应用于超声速飞行器X-43A、X-37B和X-51A等。其中轨道飞行器X-37B热防护系统采用了新型单体纤维增韧抗氧化复合材料(TUFROC),密度 0.4g/cm^3 ,能抵抗 1697°C 的温度。不但能承受再入时产生的高温,还解决了陶瓷瓦在高温环境下的热开裂和抗氧化等瓶颈问题,制造周期短,是世界上第一种具有可重复使用低成本热防护系统^[7]。这种新型轻质耐高温材料的设计创新性地使用了功能、防/隔热一体化的设计理念,采用机械连接方式实现了外层非烧蚀与内层低密度梯度化设计:其外层为抗氧化、难熔的轻质陶瓷/碳材料(ROCCI),内层为低密度AETB或FRCI,成功解决了基体结构之间的热匹配性问题,且提高了抗震性能^[8-9]。X-51A的超燃冲压发动机的进气道斜坡和尖锐前缘则使用了BRI-16陶瓷隔热瓦,具有很高的可靠性和重复性,可在恶劣环境下执行任务^[10]。X-43A机身表面和发动机进气道斜坡也使用了低密度AETB隔热瓦,取得了良好的效果^[11]。近年来一种酚醛类的浸渍碳或陶瓷烧蚀材料(LCA),代表了热防护烧蚀材料技术领域的发展水平。LCA密度低于 0.5g/cm^3 ,是由低密度($<0.2\text{g/cm}^3$)硬碳陶瓷和有机树脂制成,硬碳陶瓷提供力学性能且其孔隙中存在空气可使热导率降低,同时通过树脂的吸热分解、热解气体的热传输和边界层的烧蚀增加烧

蚀材料额外的能量散耗^[12]。例如NASA Ames研究中心开发的低密度酚醛浸渍碳烧蚀体隔热材料(PICA),密度 $0.24\sim 0.32\text{g/cm}^3$,曾被评为2007年美国宇航局年度发明奖,成功用于高速再入的Stardust返回舱热防护材料和奥利安载人飞船的防热罩,还作为MSL的迎风面隔热材料成功登陆火星,其改进型PICA-X作为主要防热方案应用于Dragon的迎风面热防护系统,能抵抗高达 2760°C 的瞬时高温^[13-15]。NASA之后通过改进原始浸渍工艺得到致密化的PICA,密度 0.48g/cm^3 ,材料力学性能得到了增强,特别是提高了抵御微小陨石残片冲击的能力。美国最近还研制了一种新型高温辐射热防护材料:超高温陶瓷基复合材料,主要成分是SiC和硼化物,耐热温度高达 2200°C ,拟用于未来航天飞机的机翼前缘和头锥^[16]。

2.2 蜂窝增强低密度材料

蜂窝材料是为减轻航空航天材料结构重量而仿照蜂窝结构研制的一种材料,其结构形式为一系列自成体系的六边形孔格,具有很高的强度和刚度,小范围损毁不影响整体正常的力学性能。这种特殊的结构特征在很大程度上提高了构件的结构效率,减轻了惰性质量,使其具有高强、轻质、隔热的优异性能。蜂窝结构材料作为烧蚀隔热材料往往需要向其中添加低密度填料等方式使其内部也形成高孔隙结构,达到提高隔热性能、降低密度的目的,现已广泛应用于航空航天等高科技领域^[17]。

酚醛玻璃钢以其高的比模量、比强度、隔热、耐腐蚀等优点广泛用于制作蜂窝增强耐烧蚀隔热材料,目前以下几种形式:第一种为蜂窝增强硅橡胶基体材料,美国双子星飞船防热大底和我国神舟系列飞船侧壁迎风面和大底的热防护均采用了酚醛玻璃钢蜂窝填充甲基硅橡胶和空心酚醛微球、石英纤维的低密度材料,飞船再入效果良好,既可以大幅度降低材料密度,又能提高耐热性能和结构效率^[18]。美国海盗号火星探测器则使用了超轻质烧蚀材料SLA,其结构形式为Flex Core玻璃纤维/酚醛蜂窝填充含有 SiO_2 和酚醛微球的硅树脂和碳纤维、石英纤维,密度约为 0.256g/cm^3 ^[19]。SLA经过试验和改进并与碳面板蜂窝夹层结构进行了连接,成功应用于MPF、MER、凤凰号等探测器的热防护^[20-21]。第二种为蜂窝增强环氧-酚醛材料,美国Apollo飞船热防护系统应用的是酚醛玻璃钢蜂窝增强环氧-酚醛和空心微球、石英纤维的材料Avcoat 5026-39,密度仅 0.55g/cm^3 ,有效减轻了结构质量。第三种为蜂窝承载结构材料,TSRAM系列和

PhenCarb 系列就是分别以硅树脂和酚醛树脂为基体、纤维作为增强材料、蜂窝为承载结构制备出的轻质碳化型烧蚀材料^[22]。国外一些固体火箭发动机的大型潜入式喷管出口结构也采用了蜂窝结构,但是在更大型的喷管(出口直径 $>2.54\text{m}$)上的应用还未见报道^[23]。

2.3 纳米多孔气凝胶

气凝胶是目前已知合成材料中最轻的固体材料,独特的纳米级孔隙结构和连续的空间网络结构,使得它具有超低密度、超低热导率和优异的耐高温性能,能够限制气相对流传热、抑制固体传导途径,有超级绝热材料之称^[24]。单独的气凝胶材料强度较低,通过与各种增强材料的复合,使其具有优良的力学性能和隔热性能,作为烧蚀材料具有十分广阔的应用前景。

美国 ASPEN 对气凝胶的研究较早,其开发纤维增强气凝胶复合材料技术是对气凝胶材料性能的完善,该公司还进行了纳米多孔隔热复合材料在高超声速飞行器再入热防护系统、发动机的隔热系统等多方面的应用研究^[25]。美国 Ultramet 公司研制的碳泡沫骨架填充碳气凝胶的复合热防护材料,密度 0.07g/cm^3 ,使用温度可达 2200°C 。该材料可与复合材料结构壳相结合,形成一个整体绝热防护系统,在运载器推进系统、超音速飞行器发动机、(超燃)冲压发动机等方面具有潜在的应用价值^[26]。美国 JOHNS-MANVILLE 公司将石棉纤维、有机树脂等与纳米多孔硅气凝胶混合制成块状材料,密度 $0.2\sim 0.3\text{g/cm}^3$,使用温度 1000°C ,应用于航天及核能领域,后来由于保护环境的要求,大多采用芳纶纤维、陶瓷纤维替代石棉纤维。NASA Ames 中心将陶瓷纤维与 SiO_2 气凝胶复合得到了一种新型隔热瓦材料,密度 $0.13\sim 0.17\text{g/cm}^3$,与原隔热瓦相比隔热性能提高了数十倍^[27]。勇气号火星探测器的核心部位以及 X-51A 超音速飞行器、火星流浪者保温层、美洲豹战斗机等均采用了气凝胶材料作为隔热层^[28]。国外目前正在研究 $\text{SiO}_2\text{-Al}_2\text{O}_3$ 复合型气凝胶和探索新体系气凝胶在高温条件下的应用。国内纳米多孔气凝胶的研制虽然起步较晚,但现也已经研制出了一系列的 SiO_2 气凝胶隔热材料,并批量应用于国内飞行器隔热层、火箭发动机热防护等领域中^[29]。

3 本体低密度烧蚀材料

3.1 酚醛树脂基材料

酚醛树脂由于其优异的耐热性、良好的力学性能和工艺性能、低成本等优点一直以来是作为烧蚀防热

系统的首选材料。传统树脂残碳率较低,通过改性的高成碳酚醛树脂用于制作耐烧蚀材料,具有良好的耐高热流、机械冲刷和烧蚀性能,以其为基体的低密度烧蚀材料更是国内外研究的热点。

纤维增强树脂基低密度材料通过缠绕成型用于固体火箭发动机喷管绝热层,可有效减轻防热结构质量,例如三叉戟 I 战略导弹发动机 PC4-2、PC4-3 喷管端头帽绝热层为低密度 SiO_2 /酚醛材料,出口锥(扩张比 >7)内衬为低密度碳布/酚醛材料,牵牛星 3AFW-4S 侦察兵 B 运载火箭四级出口锥后段为低密度高硅氧/酚醛绝热层。近年来,航空航天材料及工艺研究所研发了一系列连续纤维增强缠绕型高孔隙轻质防热材料,密度 $0.8\sim 1.4\text{g/cm}^3$,例如热解型改性 SPQ/酚醛系列,具有低热导率和良好的耐烧蚀性能^[30]。

在树脂基防热涂层的研究方面,Astrium SAS 公司在代号为 HYDRA 的发展规划中,选择了两种类型的烧蚀材料(两种不同系列酚醛树脂基复合材料组成)和两种类型的热结构核心材料(陶瓷基复合材料),进行联合制造。旨在研制一种新型低密度耐烧蚀防护外层,涂覆在一种先进的陶瓷基复合热结构层之上,可用于返回式飞行器上的新型烧蚀体/陶瓷基混合物超强轻质热防护层^[31]。美国制备的添加 SiO_2 空心微球的酚醛树脂涂层密度现已降到 0.5g/cm^3 以下。我国普遍使用的烧蚀防热涂层密度依然保持在 $0.8\sim 0.85\text{g/cm}^3$ 的范围。郑天亮等通过添加表面改性的 $\text{Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$ 空心微球、油层包裹的蛭石和酚醛微球等多种填料将涂层密度降到 $0.4\sim 0.6\text{g/cm}^3$,其中环氧和酚醛两种涂层体系在 750°C 保持残碳率均高于 50% ^[32]。

通过对结构进行改性研究,石敏先^[33]等人研制了一种由硼酚醛树脂、改性空心酚醛微球、改性空心陶瓷微球、玻璃料、溶剂等组成的轻质耐烧蚀复合材料, 900°C 残重率大于 70% ,具有良好的耐烧蚀性能和力学性能。根据密度和烧蚀性能要求对配方进行设计,可作为耐烧蚀复合材料用的聚合物基体,应用于航空航天等耐烧蚀材料技术领域。哈尔滨工业大学^[34]提出了一种新型超轻质具有“雾凇结构”的防热复合材料用于极端环境再入防热的构想。通过自制特种改性酚醛树脂的结构改性,并进一步浸渍和充填碳骨架,制备出的碳骨架增强酚醛树脂是集烧蚀、防/隔热于一体的新型超轻质复合材料。烧蚀考核过程中未出现机械剥蚀和缺陷,质量烧蚀率 0.136g/s ,线烧蚀率 0.058mm/s ,表明防热材料具有优越的隔热耐烧蚀性能。

3.2 弹性体基材料

橡胶弹性体材料以其低密度、耐高低温、抗烧蚀、防潮等特性是航空航天领域必不可少的高性能配套材料,目前使用较多的有三元乙丙橡胶、丁腈橡胶和有机硅橡胶等。通过与耐烧蚀填料的配合可达到提高绝热效应、抵抗气流冲刷、降低烧蚀率、提高整体力学性能的要求,是富氧条件下绝热层的首选材料,可广泛用于固体火箭发动机的内绝热层以及再入热防护系统^[35]。

三元乙丙橡胶的综合性能比其它橡胶好,向其中添加纤维、 SiO_2 等填料可用作火箭发动机燃烧室内绝热层,也可用作喷管收敛段及火箭的外绝热层,例如MAGE-III、AntarsIII、三叉戟C4、MX等。丁腈橡胶与 SiO_2 、各种纤维等混炼制成的绝热层广泛应用于固体火箭发动机中^[36]。硅橡胶是近年来应用较多的绝热层材料,具有优异的性能,有望取代三元乙丙橡胶成为发动机的主要绝热层材料。美国DOWCoring公司研发的硅橡胶为基体,碳纤维、 SiO_2 、 SiC 等为填料的复合材料(DC93-104)和以聚二甲基硅氧烷与聚甲基苯基硅氧烷为基体的材料,具有优异的耐烧蚀性能,用于保护航天发动机均具有良好的热防护性能^[37]。法国SNPE公司生产的添加碳纤维、玻璃纤维的硅橡胶(Si-11x系列)多用于固体推进剂包覆层,内蒙合成化工研究所研制的芳纶纤维增强硅橡胶(DTZ-1)主要用于小型燃气发生器的绝热包覆。在气动热防护方面,波音公司研发的以硅树脂为基体,二氧化硅空心微球、增强纤维等为填料的轻质烧蚀材料BLA,密度约为 0.32g/cm^3 ,最高使用温度达到 1760°C ,烧蚀率仅为 0.0762mm/s ,力学性能优异,成功应用于X-51A飞行器上,蜂窝增强结构的BLA-HD用于超燃发动机喷管内表面,可承受高温高速冲刷^[38]。NASA Ames研究中心以高孔隙率陶瓷纤维浸渍硅树脂研发出可重复使用的耐烧蚀材料SIRCA,密度 $0.18\sim 1.0\text{g/cm}^3$,成功用于火星探路者和火星探测漫游者飞船以及飞行器翼前缘、鼻锥和其他快速加热部位的热防护^[39]。国外最具代表性的硅橡胶复合材料用于冲压发动机热防护的有德法合作的ANTS、法国ASMP和美国AAAM等。国内西安近代化学研究所研制的硅橡胶绝热层在某型号冲压发动机上进行试用,综合性能优良,取得了很好的效果。

4 薄壁耐烧蚀材料

4.1 树脂基材料

烧蚀耐热材料一般需要一定的厚度来满足其使用性能,在满足热防护系统所需要的抗烧蚀性能、力学性能等指标的前提下尽量把材料做薄,既可以满足热防护要求,又能减轻构件质量,现已成为宇航材料研制的重要发展方向。

三维编织结构树脂传递模塑成型(RTM)工艺是目前国际上最先进的复合材料制作工艺技术之一,相比其它复合材料成型工艺,RTM成型的三维编织结构产品纤维含量高、制品薄且均匀、层间强度高、耐烧蚀性能好,是制造轻质、高强、低成本的树脂基复合材料制品极具潜力的成型工艺。欧洲织女星Vega火箭I级发动机喷管P80的扩张段出口端和防热环均采用了RTM成型缠绕/针刺2.5D碳/NAXECO酚醛结构,与传统的2D布带缠绕成型相比具有良好的抗烧蚀性能和整体力学性能,且能有效减轻喷管质量、提高发动机性能。新一代织女星II级发动机喷管Z40也采用了RTM成型技术,相比原来的Z23喷管具有更优异的综合性能^[40, 41]。

4.2 碳基材料

碳基体材料具有优异的抗烧蚀性能、高模量、高强度、高温下力学性能和尺寸稳定性好等优点,具有不可替代的发展趋势。采用树脂基材料抵抗 3000°C 以上的高温,其厚度至少 10mm 以上,而采用C/C材料只需 $3\sim 4\text{mm}$ 的厚度,发动机喷管采用C/C材料比树脂基材料质量可减轻50%左右。但C/C材料抗氧化性能差、热导率高,国内外经过多年努力已经研制出多种涂层和引入其他组分来提高C/C材料的高温抗氧化性能和降低热导率。

Novoltex和Naxeco Sepcarb C/C复合材料的密度低,高温下具有较高的热扩散率和较低的热膨胀率,主要用于成型大且轻的喷管出口锥,例如Delta IV运载火箭的出口锥,厚度仅为 2.3mm ,经过试验证明其具有安全可靠的性能^[42]。美国RL10B-2液体火箭发动机喷管出口锥也采用Novoltex 3D增强C/C材料,最薄处厚度 2.3mm 。除3D材料外,2D薄壁材料也有广泛的应用,且有很好的性能,例如俄罗斯白杨-M三级发动机C/C出口锥出口厚度 2.8mm ,MAGE-II远地点助推发动机的C/C喷管扩张段出口厚度仅为 2mm ,美国MX导弹三级发动机的C/C喷管扩张段出口厚度 1.5mm ,法国SEP与CSD合作研制的延伸喷管出口厚度 1.5mm 。增强型C/C薄壳结构(RCC)也在发现号、奋进号、前苏联暴风雪号航天飞机、法国Hemes(试验)等成功进行了应用与试验^[22]。

5 结束语

本文总结了轻质多孔材料、本体低密度材料、薄壁耐烧蚀材料等作为轻质热防护材料的发展,表明了轻质烧蚀隔热材料在宇航飞行器上有着广阔的应用前景,进一步研发耐高温、低密度、高残碳率的新型材料是今后研究工作的重点。例如:功能梯度材料有着独特的内部结构,耐烧蚀性能和机械性能优异,可以有效减轻隔热材料的质量^[43],它的发展与应用必将成为新一代轻质隔热材料研究热点。轻质点阵材料秉承了材料、结构和功能设计为一体的协同优化设计理念,具有多孔特点可以进行对流换热达到温度控制的要求,且具有良好的力学性能^[44, 45],是未来航空航天隔热材料的发展方向之一。国外轻质烧蚀隔热材料无论是原材料的配方、成型工艺还是地面模拟试验都积累了大量的经验,我国要充分借鉴国外轻质耐烧蚀隔热技术的研究成果、设计理念和实用经验,突破材料的研制和与之相关的工艺等关键技术,研发新型烧蚀隔热材料体系、探索新的热防护机制,提升我国宇航飞行器热防护水平,满足未来发展需求。

参考文献

- 高伟, 杨杰, 张晓虎. RTM 成型针刺预制体增强糠酮树脂烧蚀复合材料性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2010(4): 68~71
- Vineta S, Gordana B G, Dimko D. Composite material based on an ablative phenolic resin and carbon fibers[J]. Journal of Serbian Chemical Society, 2009, 74(4): 441~453
- Thompson A P, Shigley J K. Low density composite rocket nozzle components and process for making the same from standard density phenolic matrix, fiber reinforced materials[P]. United States Patent 6679965, Jan, 20, 2004
- 李俊宁, 胡子君, 孙陈诚, 等. 高超声速飞行器隔热材料技术研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2011(6): 10~15
- 武勇斌, 赫晓东, 李军. 陶瓷隔热瓦表面 $\text{SiO}_2\text{-B}_2\text{O}_3\text{-MoSi}_2\text{-SiB}_4$ 涂层的制备与性能研究[J]. 航天制造技术, 2012(5): 6~9
- 杨杰, 隋学叶, 刘瑞祥, 等. 航天飞机及超高飞行器用刚性隔热材料研究进展[J]. 现代技术陶瓷, 2015(3): 25~29
- 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
- 鲁芹, 姜贵庆, 罗晓光, 等. X-37B 空天飞行器轻质非烧蚀热防护新技术[J]. 现代防御技术, 2012, 40(1): 16~20
- David A S, Daniel B L. Lightweight TUFROC TPS for hypersonic vehicles[R]. AIAA-2006-7945
- Hank J, Murphy J, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540
- Marshall L A, Corpening G P, Sherrill P. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test[R]. AIAA-2005-3332
- Pulci G, Tirillò J, Marra F, et al. Carbon-phenolic ablative materials for re-entry space vehicles: Manufacturing and properties[J]. Composites: Part A41, 2010: 1483~1490
- White T R, Mahzari M, Bose D, et al. Post-flight analysis of the Mars Science Laboratory's entry aerothermal environment and thermal protection system response[R]. AIAA-2013-2779
- 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(5): 1~10
- Beck R, Driver D, Wright M, et al. Development of the Mars Science Laboratory heatshield thermal protection system[R]. AIAA-2009-4229
- 吴江. 飞航导弹防热技术发展趋势[J]. 强度与环境, 2009, 36(1): 57~63
- Lu Chun, Zhao Mingyue, Jie Liu, et al. Stress distribution on composite honeycomb sandwich structure suffered from bending load[J]. Procedia Engineering, 2015(99): 405~412
- 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): 5~8
- Tran H K, Johnson C, Rasky D, et al. Silicone impregnated reusable ceramic ablators for mars follow-on missions[C]. Proceedings of the 31st Thermophysics Conference, 1996-1819
- Laub B, Chen Y K, John A D. Development of a high-fidelity thermal/ablation response model for SLA-561 V[C]. AIAA-2009-4232
- Edquist K T, Hollis B R, Dyakonov A A, et al. Mars science laboratory entry capsule aerothermodynamics and thermal protection system[C]. Aerospace Conference, IEEE, March 2007
- Congdon W M. Family systems of advanced charring ablators for planetary aerocapture and entry missions. [C]. Proceedings of 1st NSTC, 2007-5
- Solid Rocket Motor Nozzles[R]. NASA-SP-8115
- 尹正帅, 刘义华, 雷宁. SiO_2 气凝胶材料的特性极其在夹层结构天线罩上的应用[J]. 航天制造技术, 2013(2): 1~4
- Hu Liangquan. Low-cost and light mass composites of thermal protection system's present status and development[J]. Materials Protection, 2013, 46(2): 137~139
- 李崇俊, 闫联生, 崔红. 航天飞行器热防护系统技术综述[J]. 高科技纤维与应用, 2014, 39(1): 19~25
- White S, Rask D. Light weight supper insulating aerogel/tile composite have potential industry[J]. Material Technology, 1999, 14(1): 13~17
- Fricke J, Emmerling A. Aerogels——recent progress in production

(下转第 11 页)

- techniques and novel applications[J]. Journal of Sol-gel Science and Technology, 1998(13): 299
- 29 邹军锋, 李文静, 刘斌, 等. 飞行器用热防护材料发展趋势[J]. 宇航材料工艺, 2015(4): 10~15
- 30 蒋凌澜, 陈阳. 树脂基复合材料在航天飞行器气动热防护上的应用研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(7): 78~84
- 31 Barcena J, Florez S, Perez B, et al. Novel hybrid ablative/ceramic heatshield for earth atmospheric re-entry[C]. ESA-SP-727
- 32 王开石, 匡松连. 航天飞行器热防护涂层研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2016(6): 1~5
- 33 石敏先, 黄志雄, 秦岩, 等. 低密度耐烧蚀聚合物基组合物[P]. 中国发明专利, CN 103319850 A. 2013-09-25
- 34 韩杰才, 洪长青, 张幸红, 等. 新型轻质热防护复合材料的研究进展[J]. 载人航天, 2015, 21(4): 315~321
- 35 卢洋. 耐烧蚀弹性体复合材料的研究进展[J]. 橡塑资源利用, 2011, 9(1): 15~19
- 36 张春梅, 杜华太, 庞明磊, 等. 影响纤维/橡胶材料烧蚀率的因素初探[J]. 航天制造技术, 2012(3): 36~39
- 37 周传健, 张惠, 周凯运, 等. 苯基硅橡胶/硅氮陶瓷前驱体复合绝热层烧蚀机理[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(4): 566~572
- 38 鲁芹, 胡龙飞, 罗晓光, 等. 高超声速飞行器陶瓷复合材料与热结构技术研究进展[J]. 硅酸盐学报, 2013, 41(2): 251~260
- 39 Willcockson W H. Mars pathfinder heatshield design and flight experience[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 5(3): 374~379
- 40 Gautronneau E, Boury D, Chevrollier A, et al. P80 nozzle low cost technologies[C]. IAC-06-C4.2.5
- 41 Trapani C Di, Mataloni A, Giliberti F, et al. Zefiro 40 solid rocket motor technolopment status[R]. AIAA-2014-3890
- 42 Lancombe A, Lacoste M, Pichon T. 3D Novoltex and Naxeco Sepcarb Carbon-Carbon Nozzle Extensions[R]. AIAA-2008-5236
- 43 蒋凌澜, 张利嵩. 功能梯度防热材料在超高声速飞行器热防护上的设计研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(3): 16~21
- 44 Evans A G. Light weight materials and structures[J]. MRS Bulletin, 2001(10): 790~797
- 45 方岱宁, 裴永茂, 曾涛, 等. 轻质点阵复合材料与结构设计、制备与表征[C]. 第十四届中国科协年会第 11 分会场: 低成本、高性能复合材料发展论文集, 2012. 1~6