航天飞行器热防护系统及防热材料研究现状

邢亚娟　孙　波　高　坤　王振河　杨　毅
（航天材料及工艺研究所，北京　100076）

文　摘　随着航天技术发展，飞行器的飞行速度更快，服役环境更加恶劣，有效的热防护系统是保证飞行器安全飞行的关键系统之一。本文综述了被动防热系统、主动防热系统和半被动防热系统3类热防护系统在航天飞行器上的应用现状，重点介绍了金属基复合材料、碳基复合材料、陶瓷基复合材料、树脂基复合材料和气凝胶材料，5类防热材料在航天领域的应用发展情况，并提出了航天飞行器未来热防护的发展趋势。

关键词　飞行器，热防护系统，防热结构，防热材料
中图分类号：V45　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.2018.04.002

Research Status of Thermal Protection System and Thermal Protection Materials for Aerospace Vehicles

XING Yajuan　SUN Bo　GAO Kun　WANG Zhenhe　YANG Yi
（Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing　100076）

Abstract　With the development of space technology, the aircraft flight speed is much higher and the service environment is even worse. The effective thermal protection system is one of the key systems to ensure the safety of aircraft flight. In this paper, the application status of passive thermal protection system, active thermal protection system and semi-passive thermal protection system on the aerospace vehicles are reviewed. And the application and development of five kinds of thermal protection material in the aerospace field, including metal matrix composites, carbon based materials, ceramic matrix composites, resin matrix composites and aerogel materials are mainly introduced. Finally the future developments of the thermal protection for aerospace vehicles are prospected.

Key words　Vehicles, Thermal protection system, Thermal protection structure, Thermal protection material

0　引言

随着航天技术的发展，航天飞行器的飞行速度不断提高，服役环境越来越恶劣，有效的热防护系统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，使飞行器免于严酷的气动热环境的伤害而能保持更长时间的安全飞行。可靠的热防护系统是高性能飞行器安全飞行的关键系统之一，而对其防热结构的设计和防热材料的选择是热防护系统设计研制的关键。随着飞行器飞行速度的不断提高，飞行器的热防护问题成为限制飞行器发展的瓶颈。因此，各国都大力开展飞行器热防护结构与材料的相关研究。本文简要总结了飞行器热防护系统和防热材料的国内外研究现状。

1　热防护系统

根据飞行器飞行任务需求和热环境分析结果，综合考虑加热环境、力学环境、使用次数、成本等因素，飞行器各部位采用不同类型的热防护系统。主要的防热系统可分为3大类：被动防热系统、主动防热系统和半被动防热系统，各系统又包括若干种防热结构。

1.1　被动防热系统

被动防热系统主要依靠防热结构和材料本身将热量吸收或辐射出去，不需要工质，简单可靠，使用广泛，可保持气动外形不变。该系统又可分为热沉结构、热结构和隔热结构。

热沉结构是一种吸热式热防护结构，依靠自身热容吸收热量实现快速导热。热沉式发动机由于结构简单、造价便宜，在飞行和地面演示试验中有着很广泛的应用。美国Hyper-X计划中X-43A成功完成

收稿日期：2017-12-18

第一作者简介：邢亚娟，1983年出生，博士，主要从事飞行器防热结构相关技术研究。E-mail：yjxing2014@163.com

了 $Ma=9.8$ 状态的飞行试验，它所携带的热沉式超燃冲压发动机工作时间达 10 s。热结构是一种依靠辐射方式散热的防护结构，其中复合材料薄壳热结构是一种常用的典型热结构。隔热结构兼具了热沉结构和热结构的特点，隔热层阻止热量向内层结构传递，传入内层的小部分热量以热沉方式储存在结构中。

被动热防护系统的方案有刚性陶瓷瓦、柔性毡、高导热碳基防热、盖板式防热等。例如以美国为代表的 X-51A 和 X-43A 飞行器的主体结构的外层都采用被动热防护结构的陶瓷瓦方案进行大面积热防护[1]，美国 Shuttle 和前苏联暴风雪号航天飞机再入过程中，在最高温区即机头锥帽和机翼前缘位置采用碳/碳薄壳热结构，在较高温区的机身机翼采用陶瓷刚性隔热瓦，低温区采用陶瓷柔性隔热毡进行热防护[2]。美国 X-37B 轨道试验飞行器的迎风面使用了波音公司最新研制的 BRI 陶瓷隔热瓦，使用温度超过 1 315℃，其可靠性比航天飞机上使用的陶瓷隔热瓦有明显的提高，2000 年前后，美国开发出一种新型的可重复使用隔热材料 CRI，该材料已经在 X-37A、X-37B 的迎风面上得到成功应用[3-4]。盖板式防热结构是由盖板材料和隔热材料构成的组合结构单元，是结构功能一体化的一种热防护方案。目前，研究和实验的盖板式热防护系统有两种，分别为金属盖板热防护系统和陶瓷基盖板热防护系统。例如美国 X-43A 高超声速飞行器在迎风面区域高温区采用了碳化硅陶瓷复合材料盖板+轻质柔性隔热层的防热结构[5]。

1.2 主动防热系统

主动热防护主要是依靠冷却工质将绝大部分热流带走，并将一小部分热量反射。一般分为发汗冷却、薄膜冷却和对流冷却。在主动热防护系统中，各种防热结构多采用金属材料，仅对流冷却结构中的（热交换器）面板或盖板可选用高导热石墨/铜或碳化硅/钛等复合材料，因而对流冷却结构也是未来可重复使用的高超音速航天器最高温区如机头锥帽、机翼前缘和发动机结构的必选防热材料。

从美国 NASA 制订的发展路线图，主动冷却结构的发展路径是从金属管与复合材料面板的组合向全复合材料冷却结构进步。在 NASA 第三代火箭基组合循环动力飞行器计划中，开发了一种金属 Ni 合金冷却管与 C/SiC 复合材料组合的三明治结构的主动冷却结构，该结构是第一个在超燃冲压发动机燃烧室中通过考核的主动冷却结构[6]。侯宜朋等[7]提出了基于可重复使用热防护系统的双蜂窝夹芯对流冷却热防护方案，通过实验表明双蜂窝夹芯对流冷却结构有效阻隔了热量向结构内层传递，具有良好的传热性能。刘双等[8]设计了一种发汗式主动冷却金属热防护系统，试验测试了该系统的冷却能力和效率，结果表明，发汗冷却的热防护方法确实起到了降低结构温度的作用，对于原理样件，发汗冷却使内部结构温度降低了 50℃，整体结构提高热载荷排散能力 70% 以上。

近年来国外发展了一种将耐高温结构和主动冷却热防护技术相结合的新技术，并据此开发了主动冷却功能的耐高温复合材料结构部件，来解决超燃冲压发动机的热防护问题，如法国开发了 C/CSi 主动冷却技术[9]。彭丽娜等[10]设计了一种基于陶瓷基耐高温复合材料的主动冷却结构，该多层材料主动冷却模式结合了主动冷却和耐高温复合材料的优点，在高温高热流环境中的冷却能力较强，可以在使用较少冷却剂的条件下使发动机壳体内部的温度保持在可靠工作的范围内，并指出使用基于耐高温复合材料的主动冷却模式是解决高超声速吸气式发动机热防护问题的新途径。

1.3 半被动防热系统

半被动热防护是介于主动和被动热防护方案之间，大部分的热量靠工作流或气流带走，主要采取热管结构和烧蚀结构两种结构形式。

热管结构一般用于局部加热程度严重而其周围区域加热程度较轻的部分。热量在严重受热区被热管吸收，并汽化为工质，而所形成的蒸汽流向较冷端冷凝并排出热量，最后冷凝了的工质又依靠毛细作用渗过管壁返回严重受热区循环作用。高温热管通常选取碱金属作为工质，由于碱金属的熔沸点很高，所以高温热管相对普通热管更适用于高温大热流的传热场合。针对高超声速飞行器翼面前缘局部气动加热严重而相邻区域加热程度较轻的情形，其可以采用高温热管结构进行热防护。2009 年美国空军研究实验室完成了机翼前缘的高温热管冷却验证试验，该研究目前还在进行中[11]。D.E. GlASS 等[12]设计和制造了以 Li 金属为工质的翼前缘型 Mo-Re 耐热合金热管，在真空腔中的射频感应线圈加热下，热管虽然没有达到理想的等温特性和设计温度，但能够正常启动并稳定运行，有效降低了翼前缘的温度。陈连忠等[13-14]介绍了高温热管在高超声速飞行器中的应用并做了验证试验。刘冬欢等对内置高温热管 C/C 复合材料热防护结构的热力耦合机制[15]和传热防热机理进行了研究[16]，热管在高超声速飞行器热防护上的应用的可行性不但得到了充分验证，而且也证明它是一种高效的热防护手段。

烧蚀结构适用于表面气动加热十分严重的飞行器部位，该结构通过烧蚀引起自身质量损失，吸收被

带走大量的热量,阻止热量传递,起到保护内部结构的作用。国内外飞船的防热材料基本上采用烧蚀结构形式,如前苏联的三代载人飞船东方号、上升号、以及联盟号,全都采用整船的烧蚀防热结构,基本采用密度较高($\rho = 1.6 \sim 1.8\ g/cm^3$)的酚醛玻璃钢作为烧蚀层,在侧壁的高密度烧蚀层下,使用密度小于 $0.1\ g/cm^3$ 的泡沫状隔热材料[17]。国内返回式卫星与联盟飞船一样,防热结构采用的是高密度的烧蚀材料,而神舟飞船在重量指标要求严格的严峻形势下,返回舱设计了中、低密度烧蚀材料的烧蚀防热结构,通过 5 次飞行试验,证明了返回舱防热结构满足载人飞行要求[18-19]。

2 防热材料

防热材料是为保证飞行器在特殊的气动热环境下正常工作的一种功能材料,它不仅要使飞行器在气动热环境中免遭损毁破坏,还要使被防护结构保持在指定的工作温度范围内,同时还应保证结构的气动特性。从前文的综述中总结规律可知,被动热防护系统主要选用抗氧化碳/碳、陶瓷或其相应的金属基复合材料;主动热防护系统中,各种结构多选用金属材料;半被动热防护系统中,热管结构中选用高温金属热管,碳/碳或陶瓷基复合材料面板,烧蚀结构多选用烧蚀材料。以下,将针对目前热防护系统研究和选用较广泛的五类防热材料:金属基复合材料、碳基复合材料、陶瓷基复合材料、树脂基复合材料、气凝胶材料进行简要介绍。

2.1 金属基复合材料

除高超声速飞行器高温区外其它部位大面积的热防护,金属热防护系统是其重要的发展方向。用于各类航天运输系统的传统金属防热系统结构主要是高温合金、钛合金蜂窝、或多层壁结构,以及发展到新型的 ARMOR 热防护结构。近来的发展趋势是新型钛合金和钛铝合金化合物机体结构及以其为基的复合材料蒙皮,这些可多次重复使用的耐高温轻质金属结构已成为未来空天飞机的主要热结构。根据目前材料及工艺的发展现状,按照温度范围金属防热材料的选材大致为:在 500℃以上选用钛合金,但在 500℃以下辐射散热作用不明显,极少采用;在 500~900℃,选用铁钴镍为基的高温合金;1 000~1 650℃,选用经抗氧化处理的难熔金属。如日本 HOPE 号航天飞机在低于 550℃的温区,采用钛合金多层壁防热结构,在 550~1 100℃温区,采用镍基合金面板防热结构。德国 Sanger 号空天飞机采用了以金属多层壁为主的防热系统,选择的金属材料包括钛合金、镍基和钴基合金[20]。荷兰与俄罗斯等国合作开展的 Delflt 航天再入飞行器表面全部采用 PM1000 镍基高温合金[21],德国航天中心指出在德国未来完全可重复使用航天器表面大部分的中低温区将采用多层壁及 Ti-Al合金蜂窝复合结构的金属热防护系统[22]。航天材料及工艺研究所研制出了钛合金多层壁防热瓦件及 Inconel 617 蜂窝复合结构[23]。采用高温金属合金的热防护系统,可以实现结构/防热一体化,并实现重复使用,未来金属基复合材料的热防护系统要更进一步提高其热防护效率。

2.2 C/C 复合材料

C/C 复合材料是碳纤维增强碳基复合材料,是一种新型的超高温复合材料,其最重要的用途是用于制造导弹的弹头部件、航天飞机防热结构部件(机翼前缘和鼻锥)以及航空发动机的热端部件。然而 C/C 复合材料的致命弱点就是抗氧化能力差,空气中 400℃以上就开始氧化。实现 C/C 复合材料抗氧化的方法有三种,一是优化碳纤维预制体结构,二是在复合材料表面施加抗氧化涂层,三是通过基体浸渍和添加抑制剂提高 C/C 复合材料自身抗氧化能力[24-26]。宋永忠等[27]以碳纤维立体织物为增强骨架,在碳/碳复合材料内部引入 HfB_2、TaC、HfC、SiC、WC 等难熔金属化合物,制备出超高温本体抗氧化碳/碳复合材料,静态和动态高频等离子风洞抗氧化试验表明,在驻点温度达 2 500℃、600 s 烧蚀后烧蚀量仅为 C/C 复合材料的 1/5。REN 等[28]为了提高 C/C 复合材料的抗氧化性能,原位引入 TaC 相,并在 SiC 涂层外原位合成 TaB_2-TaC-SiC 抗烧蚀涂层,制备出多层抗氧化涂层的 C/C 复合材料,该复合材料在 1 500℃空气氧化质损仅为 1.43%。CORRAL[29]等通过浸渍陶瓷先驱体的方法在 C/C 复合材料表面制备了连续的 ZrB_2-SiC 涂层,在 2 600℃以上的热流烧蚀下其冷面的最大热流为 680 W/cm^2。王少雷等[30]以低密度 C/C 为坯体,采用前躯体浸渍裂解法制备出具有良好抗烧蚀性能的 ZrC-SiC-C/C 复合材料材料,研究结果表明经 2 200℃、120 s 等离子体烧蚀,其线烧蚀率和质量烧蚀率分别为 1.67×10^{-4} mm/s 和 6.04×10^{-4} g/s,烧蚀时材料表面形成的 ZrO_2-SiO_2 二元共熔氧化膜,能有效抑制氧化性气氛向材料内部的渗透,减缓材料的剥蚀。魏连锋等[31]采用超声震荡法将 SiC 微粉添加到二维针刺炭毡预制体中,利用热梯度化学气象浸渗工艺沉积热解碳制备了 SiC 改性的C/C复合材料,经氧-乙炔烧蚀 30 s 后,改性 C/C 复合材料的线烧蚀率和质量烧蚀率仅为原 C/C 复合材料的 47.1%和 70.6%。

抗氧化 C/C 复合材料已被成功用于 X-30 和东方快车、俄罗斯暴风雪、法国 Hermes 等航天飞机的鼻锥、机翼前缘、机翼挡板、起落架,以及远程洲际导弹

的端头帽等部件上，NASA 航天试验验证机 X-33 的鼻锥、面板等热保护系统采用抗氧化 C/C 复合材料[32]，多次的成功飞行充分证明了抗氧化 C/C 复合材料稳定的性能和成熟的技术。日本正在为 HOPER 航天飞机研制高温区用 C/C 复合材料也取得较大进展，在 C/C 复合材料表面涂覆 HfC 等难熔碳化物，可大大降低 C/C 复合材料烧蚀率，能承受更高燃气温度或延长时间，该复合材料已成功地用于轨道试验飞行器头锥和防热面板，且其力学性能已接近或优于美国航天机现用材料[33]。未来开发宽温区抗氧化 C/C 复合材料，构建功能梯度涂层，是 C/C 复合材料发展的主要方向。

2.3 陶瓷基复合材料

陶瓷基复合材料是耦合了长纤维增强材料和难熔陶瓷基体的特性，是具有优异的力学性能、热力学稳定性、耐高温性能和较高断裂韧性的结构材料。目前陶瓷基复合材料的研究主要集中在材料的制备方法和强韧化问题上，以克服陶瓷材料的固有脆性大的缺点。根据增韧方式的不同，陶瓷基复合材料可分为颗粒、晶须、层状和连续纤维增韧陶瓷基复合材料，连续纤维增韧陶瓷基复合材料能从根本上克服陶瓷脆性大的缺点，成为陶瓷基复合材料的发展主流方向，材料体系主要为 C/CSi 和 CSi/CSi。西北工业大学等单位采用 CVI、PIP 等方法研制的 C/SiC 陶瓷复合材料，在 1 650℃的氧化环境中能够长时间工作。徐永东[34]等采用化学气相浸渗法制造了连续碳纤维和碳化硅纤维增韧碳化硅陶瓷基复合材料，对复合材料的微观结构和力学性能进行了评价，C/CSi 和 CSi/CSi 复合材料的弯曲强度分别为 450 和 860 MPa，从室温至 1 600℃强度不发生降低，断裂韧性为 20 和 41.5 $MPa\cdot m^{1/2}$，且 CSi/CSi 复合材料具有优异的抗氧化性能，该复合材料喷管在液体火箭发动机上已成功地通过了地面考核试验。张立同院士课题组[35]已自行研制成功拥有自主知识产权的 CVI 法制备 C/SiC 的工艺设备及其设备体系，材料性能和整体水平已跻身国际先进行列。目前陶瓷基复合材料的应用对象主要是发动机燃烧室、喉衬、喷管等热结构以及飞行器机翼前缘、控制面、机身迎面、鼻锥等防热构件。如美国 X-38 采用防热/结构一体化的全 C/CSi 复合材料组合襟翼[36]，欧洲的 Hermes 航天飞机、英国的 Hotol 空天飞机、德国的 Sanger 航天飞机等头锥、方向舵、襟翼和进气道等均采用 C/SiC 基复合材料。

陶瓷基复合材料的另一大类是由高熔点硼化物、碳化物以及氧化物组成的超高温陶瓷材料，在 2 200℃以上的超高温度下具有很好的化学和物理稳定性，如 ZrB_2、HfB_2、TaC、HfC、ZrC、HfN 等。YANG 等[37]通过真空热压工艺制备了 ZrB_2-SiC 和 C_{sf}/ZrB_2-SiC 超高温陶瓷基复合材料，研究结果显示 C_{sf}/ZrB_2-SiC 复合材料的断裂韧性比 ZrB_2-SiC 提高了 6.6 $MPa\cdot m^{1/2}$，经氧-乙炔 1 800℃烧蚀后，表面生成的 SiO_2 氧化层能有效阻止氧向内部扩散，复合材料表面密实、未剥落，且无宏观裂纹，展现出良好的抗烧蚀性能。李学英[38]等制备出具有优良抗冲击性能的 ZrB_2-SiC-Y_2O_3 超高温陶瓷复合材料，氧-乙炔在 2 100℃烧蚀 180 s 后的质量损失仅为 0.67 mg/s。NASA Ames 研究中心对 C/C 复合材料和超高温 ZrB_2 基陶瓷材料（ZrB_2+20% SiC）进行了烧蚀对比，结果表明，在相同情况下，增强 C/C 材料烧蚀量是超高温陶瓷的 131 倍[39]。WANG 等[40]用 CVI 复合 SP 方法制备了二维 C/ZrB_2-SiC 超高温陶瓷材料，极小的线烧蚀量显示该材料具有良好的抗烧蚀性，结果也表明采用 CVI 复合 SP 方法是制备二维 C/ZrB_2-SiC 陶瓷复合材料的一种有效方式。超高温陶瓷材料[41]是可用于制备飞行器鼻帽、机翼前缘等热结构的很有前途的一种材料。超高温陶瓷的强韧化，以及通过微观结构设计和控制提高其损伤容限和可靠性，是未来的主要研究方向。

2.4 树脂基复合材料

树脂基复合材料是短切纤维或连续纤维及其织物复合树脂基体而成，具有比强度高、耐高温、耐疲劳等优异的性能，是目前航空航天领域发展较成熟的先进复合材料。根据树脂基防热复合材料在飞行器热防护应用上的烧蚀隔热机理和密度，可以分为烧蚀防热型树脂基复合材料和低密度烧蚀隔热性树脂基复合材料。

目前飞行器上用于烧蚀防热型树脂基复合材料的增强纤维主要有玻璃纤维、碳纤维、高硅氧纤维、石英纤维等，常用的树脂基体有有机硅、酚醛、聚芳炔、聚酰亚胺等。酚醛树脂基防热复合材料因成本低，成型工艺简单、耐烧蚀性能优异，是飞行器上应用最广泛的防热材料。其中，玻璃纤维/酚醛、高硅氧纤维/酚醛、石英纤维/酚醛复合材料适用于中等热流密度和中等焓值的飞行器，碳纤维/酚醛复合材料适用于较高热流密度和较高焓值的飞行器，涤纶纤维/酚醛、PGE/酚醛适用于低热流、高焓和长时飞行的飞行器[42]。如李杰等[43]采用 2.5D 石英纤维织物通过 RTM 工艺复合酚醛树脂，制备出具有良好的力学性能和优异的烧蚀性能的 2.5D 石英纤维增强酚醛树脂基复合材料。张麟[44]等采用高强中空玻璃微珠（HGB）改性酚醛树脂，用高硅氧布为增强体，制备出耐烧蚀、隔热性能优异的复合材料。传统酚醛树脂存在耐热性不足、脆性大、固化收缩率高、易吸水等缺

点，国内外学者已从分子设计角度着手，通过引入无机元素、芳环或芳杂环等对酚醛树脂的改性进行了大量的研究工作[45-49]，大幅提高了酚醛树脂基复合材料的烧蚀性能。航天材料及工艺研究所[50]针对长时防隔热工况，通过纤维织物改性和树脂基体改性，研制了新型的改性纤维增强酚醛树脂基防隔热材料，该材料相比于玻璃纤维/酚醛复合材料和高硅氧纤维/酚醛复合材料密度和热导率更低，适用于低焓值、较低热流和高气流剪切环境下飞行器的防热层，同时兼具防热和长时间隔热的作用，已应用于多种型号的防热部件上。

低密度烧蚀隔热型树脂基复合材料一般以酚醛树脂、环氧树脂或硅橡胶等作为基体，以纤维、酚醛微球、玻璃微球等作为增强材料或填充剂复合而成，其密度范围通常在 0.2～0.9 g/cm^{3}之间，在返回式卫星和飞船上得到广泛应用。例如“阿波罗”飞船使用的 Avcoat-5026 烧蚀材料，“双子星座”飞船所采用的“DC-325”烧蚀材料，NASA 开发的用于火星探测器进入舱的 SLA-561-V 防热材料，Ames 研究中心开发的 PICA 材料已成功应用于“星尘号”返回舱热防护系统[51]。NASA 的 SRAM 系列和 PhenCarb 系列轻质炭化型烧蚀材料[52]，我国神舟系列载人飞船防热所用的 H88、H96 低密度烧蚀材料[53]，都已在多个型号上得到成功应用和飞行验证。

目前，树脂基防热复合材料的研究和应用逐步从单功能向多功能方向发展，如承载-防热、烧蚀防热-隐身、烧蚀防热-透波复合材料等多功能复合材料。

2.5 气凝胶材料

气凝胶是一种以气体为分散介质，由纳米粒子或高聚物分子相互聚积形成的纳米多孔材料，由于其特殊的微观结构，气凝胶具有极好的隔热性能和极低的密度，室温真空热导率可达 1 mW/(m·K)，密度可低至 2 mg/cm^3，是目前密度最小的固体材料[54]。目前广泛研究应用的主要有 SiO_2 气凝胶、Al_2O_3 气凝胶、碳气凝胶等。

由于气凝胶的多孔结构使其力学强度较低，因此可通过与不同纤维复合，使其具有优异的隔热性能、力学性能等综合性能。冯坚等[55]将无机陶瓷纤维与 SiO_2 溶胶混合，经超临界干燥制备了 SiO_2 气凝胶隔热复合材料，该 SiO_2 气凝胶复合材料在 200 和 800℃的热导率分别为 17 和 42 mW/(m·K)，纤维的加入增加了断裂能的消耗，高温热处理提高了气凝胶网络结构强度，因而该 SiO_2 气凝胶复合材料在常温和高温下具有较好的力学性能。张丽娟等[56]针对高马赫数飞行器对透波隔热材料的需求，采用溶胶-凝胶法，以透波型石英纤维为增强体，通过超临界干燥制备出透波型 SiO_2 气凝胶复合材料，该复合材料具有良好的介电性能，介电常数在 1.28～1.29，损耗角正切≤0.005，耐温性≥1 100℃，室温热导率≤20 mW/(m·K)，具有较好的力学性能，能保证飞行器在恶劣飞行环境中的通讯、遥测等系统的正常工作。KWON 等[57]通过在 SiO_2 溶胶中添加 TiO_2 粉末制备了气凝胶复合材料，试验结果显示该材料在室温和 400℃的热导率分别为 13.6 和 24.8 mW/(m·K)。周洁洁等[58]采用溶胶-凝胶法和超临界干燥工艺制备得到了氧化钇掺杂氧化铝块状气凝胶，结果表明，氧化钇含量在 2.5 wt%～10 wt%时，该复合气凝胶耐热性能明显优于纯氧化铝气凝胶，在 1 000℃的高温下仍可维持高比表面积。XU 等[59]采用 Al_2O_3-SiO_2 溶胶浸渍 SiC 包覆的莫来石纤维，经超临界干燥制备得到了 Al_2O_3-SiO_2 气凝胶复合材料，在 1 000℃复合材料的热导率为 49.02 mW/(m·K)，并且莫来石纤维有效阻止了复合材料的红外辐射。孙晶晶[60]等以陶瓷纤维制成的高温隔热瓦为骨架，真空浸渍氧化铝溶胶，再经过凝胶、老化和超临界干燥制备出氧化铝气凝胶复合高温隔热瓦，该材料的室温、高温热导率显著降低，在热面1 400℃的背温测试中，背温从 945℃降低到 870℃，气凝胶复合高温隔热瓦可改善其隔热性能。

1997 年美国宇航局将气凝胶作为隔热材料率先应用于火星探测器，美国国家宇航局 Ames 研究中心还开发了陶瓷纤维-气凝胶复合防热瓦，复合后的航天飞机绝热瓦隔热性能比原隔热瓦提高 10～100 倍[61]。高性能气凝胶的研究越来越受到研究者的重视，为了满足越来越高的应用需求，在保持气凝胶低密度、低热导率的同时，如何进一步提高其耐高温、隔热性能和力学性能是目前亟待解决的问题。

未来，高超声速飞行器对结构效率的要求越来越苛刻，通过结构与概念的创新，实现承载/防热一体化以及多功能一体化是防热材料的发展趋势。

3 结语

飞行器研制是一项很大的系统工程，从目前国内外热防护技术的发展情况看，热防护系统设计研究正在向“防热-承载-结构功能一体化”和集成化、低成本与高结构效率的一体化方向发展。纵观国内外飞行器热防护技术的研究，热防护所面临的问题越来越复杂，对飞行器热防护设计的要求也越来越高，未来飞行器的热防护研究方向集中在：(1)一体化飞行器热防护设计；(2)结构与功能一体的防热方案；(3)发展耐高温低密度的热防护材料。

参考文献

[1] GLASS D. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehi-

cles [C]. Aiaa International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, April 28-May 1,2008.

[2] 关春龙. 可重复使用热防护系统防热结构及材料的研究现状[J]. 宇航材料及工艺,2003,33(6):7-11.

[3] MCLESKEY S F, STRASSER T E, FRENH P A. Development of CMC wrapped tiles for the X-38 body flap loseout panel[C]. AIAA Space 2000 Conference and Exposition, Long Beah, CA, USA, 2000.

[4] LU I T. TABI-The lightweight durable thermal protection system for future reusable launch vehicles[C]. Structure, Structural Dynamics and Materials Conference, Salt Lake City, USA, April 15-17, 1996.

[5] 曹义,程海峰,肖加余. 美国金属热防护系统研究进展[J]. 宇航材料工艺,2003,33(3): 9-12.

[6] 马青松,刘海韬,潘余,等. C/SiC 复合材料在超燃冲压发动机中的应用研究进展[J]. 无机材料学报,2013,28(3): 247-255.

[7] 侯宜朋,侯赤,万小朋,等. 对流式主动冷却结构影响参数分析[J]. 固体火箭技术,2016,39(1):90-94.

[8] 刘双,张博明. 发汗式主动冷却金属热防护系统主动冷却效率研究[J]. 宇航学报,2011,32(2):433-438.

[9] BOUQUET C. Validation of a leak-free C/SiC heat exchanger technology [C]. 12thAIAA international space planes and hypersonic systems and technologies, Norfolk, Virginia, December 15-17,2003.

[10] 彭丽娜,何国强,刘佩进,等. 耐高温复合材料的主动冷却实验和数值计算研究[J]. 宇航学报,2008,29(5): 1668-1672.

[11] 谢宗蕻,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,2013,30(1):1-7.

[12] GLASS D E, MERRIGAN M A, SENA J T, et al. Fabrication and testing of a Leading-Edge-Shaped heat pipe[R]. NASA/CR-1998-208720,1998.

[13] 陈连忠,欧东斌,刘德英. 高温热管在热防护中应用初探[J]. 前沿科学,2009,3(2):41-45.

[14] 陈连忠,欧东斌. 高温热管在热防护中应用初探[J]. 实验流体力学, 2010,24(1):51-54.

[15] 刘冬欢,郑小平,王飞,等. 内置高温热管 C/C 复合材料热防护结构热力耦合机制[J]. 复合材料学报,2010,27(3):43-49.

[16] 刘冬欢,郑小平,王飞,等. 内置高温热管热防护结构的传热防热机理[J]. 清华大学学报(自然科学版),2010,50(7):1094-1098.

[17] 吴国庭. 联盟号飞船的防热及结构设计[J]. 航天器工程,1994,3(2):19-27.

[18] 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.

[19] 陈同祥. 神舟飞船结构与机构分系统研制及飞行结果评价[J]. 航天器工程,2004,13(1):72-81.

[20] 吴江. 飞航导弹热防护技术发展趋势[J]. 强度与环境, 2009,36(1):57-63.

[21] PUTTMANN N. A Status report on RLV relevant flight experimentation in Germany[C]. 12thAIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, Virginia, December 15-17, 2003.

[22] 姚草根,吕宏军,贾新潮,等. 金属热防护系统材料与结构研究进展[J]. 宇航材料及工艺,2005,35(2):10-15.

[23] 姚草根,吕宏军,贾新朝,等. 重复使用金属热防护系统研究进展[J]. 宇航材料工艺,2011,41(2):1-4.

[24] PARK S J, SEO M K. The effects of $MoSi_2$ on the oxidation behavior of carbon/carbon composites[J]. Carbon, 2001, 39(8):1229-1235.

[25] 曾燮榕,李贺军,李龙,等. 碳/碳复合材料 $MoSi_2$/SiC 涂层在动态氧化环境下的性能研究[J]. 复合材料学报,2002,19(6):43-46.

[26] HUANG J F, ZENG X R, LI H J, et al. ZrO_2-SiO_2 gradient multi-layeroxidation protective coating for SiC coated carbon/carbon composites[J]. Surface& Coating Technology, 2005, 190(2/3):255-259.

[27] 宋永忠,徐林,许正辉,等. 超高温本体抗氧化碳/碳复合材料研究[J]. 中国材料进展,2012,31(8):15-19.

[28] REN X, LI H, FU Q, et al. Ultra-high temperature ceramic TaB_2-TaC-SiC coating for oxidation protection of SiC-coated carbon/carbon composites [J]. Ceramics International, 2014,40(7):9419-9425.

[29] CORRAL E L, LOEHMAN R E. Ultra - high temperature ceramic coatings for oxidation protection of carbon/carbon composites [J]. Journal of the American Ceramic Society, 2008, 91(5):1495-1502.

[30] 王少雷,李红,任慕苏,等. ZrC-SiC-C/C 复合材料的制备及其烧蚀性能[J]. 复合材料学报,2017,34(5):1040-1047.

[31] 魏连锋,李克智,吴恒,等. SiC 改性 C/C 复合材料的制备及其烧蚀性能[J]. 硅酸盐学报,2011,39(2):251-255.

[32] 闫联生,崔万继,崔红,等. 超高温抗氧化碳陶复合材料研究进展[J]. 宇航材料工艺,2014,44(3): 6-11.

[33] 胡继东,左小彪,冯志海. 航天器热防护材料的发展概述[J]. 航天返回与遥感,2011,32(3):88-92.

[34] 徐永东,成来飞,张立同,等. 连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料研究[J]. 硅酸盐学报,2002,30(2):184-188.

[35] 张立同,成来飞,徐永东. 新型碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 航空制造技术,2003,(1):24-32.

[36] BOUQUET C, LACOMBE A, HAUBER B, et al. Ceramic matrix composites cooled panel development for advanced propulsion systems [C]. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference Palm Springs, California, April 19-22, 2004.

[37] YANG F, ZHANG X, HAN J, et al. Characterization of hot-pressed short carbon fiber reinforced ZrB_2-SiC ultra-high temperature ceramic composites [J]. Journal of Alloys & Com-

pounds, 2009, 472(1):395-399.

[38] 李学英,张幸红,韩杰才,等. Y2O3 掺杂 ZrB2-SiC 基超高温陶瓷的抗烧蚀性能[J]. 稀有金属材料与工程,2011,40(5):820-823.

[39] 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,2008,29(1):47-56.

[40] WANG Y G, LIU W, CHENG L F, et al. Preparation and properties of 2D C/ZrB_2-SiC ultra- high temperature ceramic composites[J]. Materials Science and Engineering: A,2009,524(1):129-133.

[41] TANG S F, DENG J Y, WANG S J, et al. Ablation behaviors of ultra-high temperature ceramic composites [J]. Materials Science & Engineering A,2007,465(1):1-7.

[42] 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.。

[43] 李杰,许斌,冯志海. 2.5D 石英/酚醛复合材料的性能研究[J]. 宇航材料工艺,2002,32(1):35-37

[44] 张麟,李瑞珍,杨学军,等. HGB 改性酚醛/高硅氧布复合材料的制备及性能[J]. 工程塑料应用,2013,41(9):33-37.

[45] 黄赤,秦岩,黄志雄,等. 酚醛基烧蚀材料改性研究进展[J]. 武汉理工大学学报,2014,36(8):37-43.

[46] LIU Y H, JING X L. Pyrolysis and structure of hyperbranched polyborate modified phenolic resins [J]. Carbon, 2007, 45(10):1965-1971.

[47] LIN C T, LEE H T, CHEN J K. Synthesis and characterization of molybdenum/phenolic resin composites binding with aluminum nitride particles for diamond cutters[J]. Applied Surface Science,2013,284(11):297-307.

[48] ZHANG Y, SHEN S H, Li Y J. The effect of titanium incorporation on the thermal stability of phenol-formaldehyde resin and its carbonization microstructure [J]. Polymer Degradation and Stability,2013, 98(2):514-518.

[49] 王于刚,史铁钧,李忠,等. 锆改性酚醛树脂的合成与表征[J]. 化学推进剂与高分子材料,2009,7(4):37-39.

[50] 张宗强,匡松连,尚龙,等. 树脂基复合材料长时间烧蚀防热的应用研究[J]. 宇航材料工艺,2007,37(6):29-31.

[51] 吴晓宏,陆小龙,李涛,等. 轻质烧蚀材料研究综述[J]. 航天器环境工程.2011,28(4):313-317.

[52] CONGDON W M. Family systems of advanced charring ablators for lanetary aerocapture and entry missions[C]. Proceedings of 1st NSTC, 2007.

[53] 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]. 宇航材料及工艺, 2011,41(2):5-8.

[54] 米春虎,姜勇刚,石多奇,等. 陶瓷纤维增强氧化硅气凝胶复合材料力学性能试验[J]. 复合材料学报,2014,31(3):635-643.

[55] 冯坚,高庆福,冯军宗,等. 纤维增强 SiO_2 气凝胶隔热复合材料的制备及其性能[J]. 国防科技大学学报,2010,32(1): 40-44.

[56] 张丽娟,王洋,李文静,等. 耐高温透波气凝胶复合材料性能[J]. 宇航材料工艺,2015,45(4):47-50.

[57] KWON Y G,CHOI S Y, KANG E S, et al. Ambient-dried silica aerogel doped with TiO_2 powder for thermal insulation [J]. Journal of Materials Science, 2000, 35(24):6075-6079.

[58] 周洁洁,陈晓红,宋怀河,等. 氧化钇掺杂对 Al_2O_3 块状气凝胶结构与性能的影响[J]. 硅酸盐通报,2010,29(5):1002-1006.

[59] XU L, JIANG Y, FENG J, et al. Infrared-opacified $Al2O_3$-SiO_2 aerogel composites reinforced by SiC-coated mullite fibers for thermal insulation [J]. Ceramics Internation, 2015,41(1):437-442.

[60] 孙晶晶,胡子君,吴文军,等. 氧化铝气凝胶复合高温隔热瓦的制备及性能[J]. 宇航材料工艺,2017,47(3):33-36.

[61] 陈晓红,胡子君,宋怀河,等. SiO_2 气凝胶常压干燥工艺与隔热应用进展[J]. 宇航材料工艺,2010,40(6):10-15.