

飞行器用热防护材料发展趋势

邹军锋 李文静 刘斌 詹万初 赵英民

(航天特种材料及工艺技术研究所,北京 100074)

文 摘 综述了飞行器热防护材料的发展历史,重点介绍了典型非烧蚀热防护材料体系,并根据新型飞行器对于热防护材料的需求,对未来热防护材料发展趋势进行了分析。

关键词 飞行器,热防护材料,隔热

中图分类号:V25

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.04.003

Development of Thermal Protection Materials for Aircraft

ZOU Junfeng LI Wenjing LIU Bin ZHAN Wanchu ZHAO Yingmin

(Research Institute of Aerospace Special Materials and Processing Technology, Beijing 100074)

Abstract Recent development of thermal protection materials has been reviewed emphasizing on the non-ablative materials for aircraft. The thermal protection materials has been analyzed via the technical request of materials for novel aircraft.

Key words Aircraft, Thermal protection materials, Insulation

0 引言

热防护系统是保护在飞行器大气层中高速飞行时免于严酷的气动热环境的伤害,长时间安全飞行。因此,必须设计质量轻、性能好的热防护系统。其中,热防护材料是热防护系统最主要的功能材料,该材料性能的好坏决定了飞行任务的成败,必须通过材料的设计、制备和试验进行充分地优化和验证^[1-3]飞行器的飞行热环境可概括为:长时间条件下,承受中等热流密度,总加热量大。因此,要求飞行器用热防护材料具有隔热性能好、不烧蚀的特点,且材料的质量和性能不发生变化。通常可将上述热防护材料分为非承载型和承载型热防护材料两类。

非承载型热防护材料在飞行器的飞行过程中仅承受振动载荷。一般来说,该类热防护材料仅用于飞行速度较低($Ma < 4$)飞行器的热防护系统中,主要用于飞行器内部。飞行器通过辐射将一部分热量从表面再辐射出去,有小部分热量进入热防护材料内部。因此,热防护材料应具有较低的热导率和较高的抗红外辐射能力。以最薄的厚度完成热防护的要求,从而最大程度降低热防护系统的质量和占用空间。

承载型热防护材料在飞行器飞行过程中要承受热/力/振动/噪声等综合力载荷。该类热防护材料可用于高速飞行($Ma > 4$)的飞行器热防护系统中,应用部位在飞行器外部。该类材料的结构包括表面层和隔热层。表面层具有耐高温、强度高且发射率高的特点,隔热层同样具备低的热导率、高的抗红外辐射能力和一定的强度和韧性。两类材料相比,显然承载型热防护材料要求更高,与周边的热/力/气流等环境发生复杂的相互作用。因而设计和制造难度大大提高。

本文重点介绍了典型非烧蚀热防护材料体系及发展趋势。

1 热防护材料发展状况

20世纪60年代,美国先进战略空射导弹(ASALM),设计飞行速度 $Ma = 3.5 \sim 4.5$,飞行时间数百秒;该导弹采用轻质耐高温的半柔性隔热毡作为热防护材料。虽然由于种种原因,该导弹停止研发。由于美军战略战术思想的变化,美国转而研发航天飞机军民两用项目。航天飞机返回大气层时,机体表面温度超过 $1\ 200\text{ }^\circ\text{C}$,而航天飞机的热防护系统/隔热瓦保证了飞行器机体结构的完整性。美国先后研制出

了系列陶瓷隔热瓦,仍是美国高超声速飞行器的大面积及特殊部位隔热结构设计过程中重要的候选材料^[4]。2004年11月,美国X-43A高超声速飞行器成功进行了第二次演示验证飞行,最大飞行速度 $Ma=10$ 。X-43A机身上表面使用了带TUF1涂层的AETB陶瓷隔热瓦^[5]。美国X-51A也采用了类似的隔热瓦方案。

而欧洲的超声速飞行器也采用了类似隔热瓦的技术^[6],如德国宇航公司对于高超声速飞行器(除头锥和机翼前缘)的大面积区热防护系统开发了两种

耐高温多层隔热层,它具有纤维隔热层分隔的反射层,采用纳米多孔材料作为隔热层。

前苏联/俄罗斯出于战略战术的需要,一直研发超声速巡航导弹。从“KP-1”、“马斯基特导弹”到“宝石”,并与印度合作研发的“布拉莫斯”超声速导弹^[7]。上述导弹仍旧采用传统的玻璃纤维、高硅氧纤维和玄武岩纤维作为主要的热防护材料。而前苏联飞行成功的“暴风雪”号航天飞机采用的也是类似于美国航天飞机的热防护材料技术,其相关的技术指标如表1所示。

表1 前苏联航天飞机用热防护材料

Tab. 1 Thermal protection material for space shuttle of former Soviet Union

材料	工作温度区间 /°C	平均密度 /kg·m ⁻³	线性收缩率/% (1 250°C)		热导率 /mW·(m·K) ⁻¹	孔隙率 /%
			10h	36h		
T3MK-10	-150 ~ 1250	140 ~ 150	6	14	50	90 ~ 95
T3MK-25	-150 ~ 1250	230 ~ 280	6	14	66	80 ~ 90

2 典型的飞行器用热防护材料

2.1 玻璃纤维棉毡类热防护材料(非承载型)

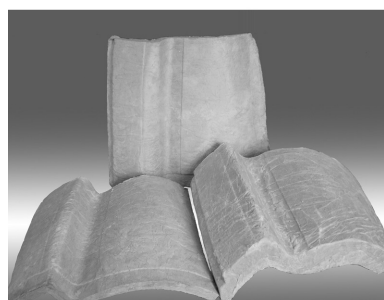
玻璃纤维棉毡类热防护材料指的是玻璃纤维棉毡、玄武岩纤维棉、高硅氧纤维棉和石英纤维棉等以SiO₂组分为主要组成的无机纤维棉毡制品。

玻璃纤维棉具有体积密度小、热导率低,短时使用温度可达600°C,被广泛应用于导弹弹身热防护系统中。玄武岩纤维的耐高温性、化学稳定性、耐腐蚀性、吸湿性、抗红外辐射性能等优于玻璃纤维棉制品。在导弹、飞机等需要高隔热性能和低吸湿性的领域率先得到广泛的应用。而高硅氧纤维的SiO₂质量分数为95%以上,短时间耐温达1 100°C,主要应用于对耐高温和透波要求较高的部位。石英纤维中SiO₂质量分

数为99%以上,具有良好的化学稳定性,尤其具有较高的隔热性能和介电性能,常作为雷达天线罩的隔热和透波材料。

2.2 气凝胶隔热材料(非承载型)

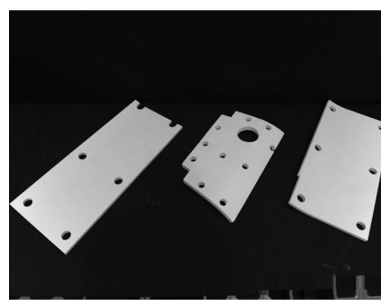
SiO₂气凝胶是一种以气体为分散介质,由SiO₂胶体粒子相互聚积形成的纳米多孔材料,是目前已知隔热性能最优异的固体材料^[8-9]。通过与不同纤维复合,使其具有优良的隔热性能、力学性能、耐温性等综合性能^[10]。国内已经研制了系列化的SiO₂气凝胶隔热材料(图1),中温型气凝胶隔热材料具有隔热性能优异、柔韧性好的特点;高温型气凝胶隔热材料具有耐1 100°C高温、抗高温热辐射性能好的特点;高温透波型气凝胶隔热材料具有耐1 100°C高温、介电性能好的特点。



(a) 650°C异型面



(b) 650°C柔性



(c) 1 100°C刚性

图1 典型气凝胶隔热材料构件

Fig. 1 Typical components of aerogels

目前该型气凝胶已批量应用于国内多型飞行器

隔热层、运载火箭发动机热防护等领域中。典型的气

凝胶隔热材料构件的技术指标见表 2。

表 2 典型气凝胶隔热材料技术指标
Tab. 2 Performance of typical aerogels

材料	ρ /g·cm ⁻³	λ_{IR} /mW·(m·K) ⁻¹	$\lambda_{\text{IR}}/\text{mW}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$		T_{max} /°C
			600°C	1000°C	
中温型 AIC-22AA	0.15	14	32	-	650
中温型 AIC-23AF	0.22	16	42	-	650
高温型 AIC-34AB	0.30	20	-	53	1100
高温透波型 ¹⁾ AIC-34AC	0.36	25	-	80	1100

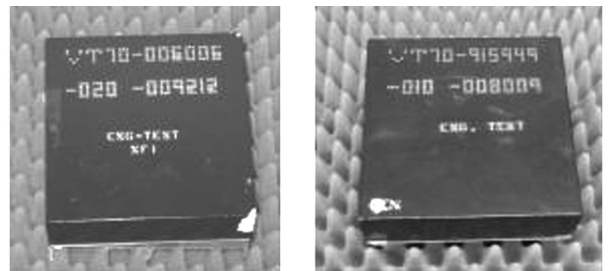
注:1) ϵ 为 1.33; $\text{tg}\delta$ 为 3.7×10^{-3} 。

2.3 航天飞机隔热瓦(承载型)

陶瓷隔热瓦是美国航天飞机迎风面使用的热防护材料,被视为航天飞机取得的重大成就之一^[11]。陶瓷隔热瓦的主要成分为石英纤维、硼硅酸铝纤维或氧化铝纤维,经高温烧结后,纤维之间相互“搭接”形成多孔结构,赋予陶瓷隔热瓦良好的隔热性能和力学性能。其中 LI 和 FRCI 的热导率较低,AETB 和 BRI 的力学性能得到显著改善,高温稳定性也明显提高。此外,与陶瓷隔热瓦相匹配的高辐射涂层技术也取得了明显进步。先后研制了高温涂层,提高了陶瓷隔热瓦的使用性能,并在航天飞机热防护系统中得到充分

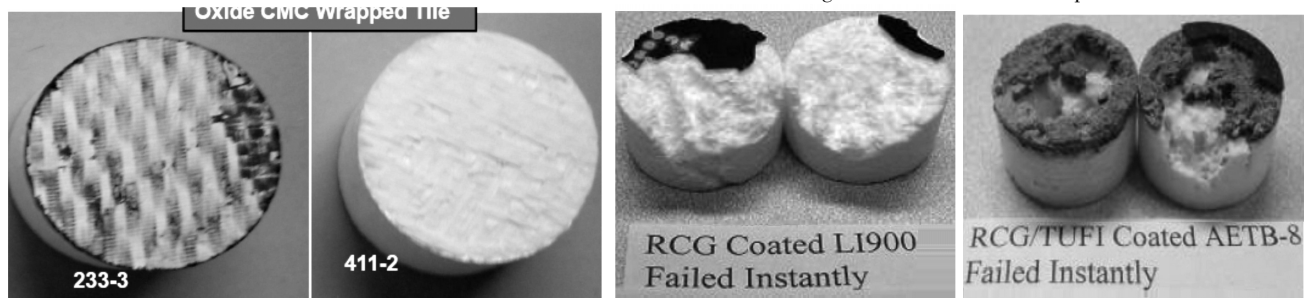
体现^[12]。据报道,美国 2010 年 4 月发射的 X-37B 轨道试验飞行器的迎风面使用了波音公司最新研制的 BRI 陶瓷隔热瓦(图 2),使用温度超过 1 315°C,其可靠性比航天飞机上使用的陶瓷隔热瓦有明显提高,且可以在恶劣的天气条件下发射。

虽然刚性隔热瓦表面涂覆了高发射率硬质涂层,但是涂层的强度和抗冲击力能力明显不足。美国提出了改善刚性隔热瓦材料性能的方案,增强刚性隔热瓦的表面抗冲刷能力,即刚性隔热瓦外表面增加一层无机纤维织物增强的陶瓷基复合材料面板,称为 CMC/tile 复合材料^[13]。已开展的试验验证包括噪声试验、喷砂腐蚀试验、雨蚀试验、1 100°C/1 200°C 电弧风洞试验等,CMC/tile 均保持了结构完整性。雨蚀试验后,CMC/tile 表面无任何变化,而具有 RCG、TUFI 涂层的刚性隔热瓦表面结构严重破坏(图 3)。



(a) LI-900 型 (b) LI-2200 型

图 2 美国航天飞机使用的陶瓷隔热瓦
Fig. 2 Tiles for American space shuttle



(a) CMC/tile 表面完整 (b) LI900 受损严重 (c) AETB-8 受损严重

图 3 雨蚀试验后的 CMC/tile 与刚性隔热瓦

Fig. 3 Comparison of CMC/tile and coated tile after rain erosion

由于 CMC/tile 材料厚度方向无采取增强措施,面板与刚性隔热瓦之间仅靠陶瓷前驱体浆料粘结,在热/力耦合作用下,存在可靠性风险。为此,又开展了 z 向增强 CMC/tile 复合材料的研究。在这种新型材料中,氧化物陶瓷复合材料加强筋沿 z 轴方向贯穿 CMC/tile,使面板及刚性隔热瓦紧密结合^[14]。

国内已成功制备出耐 1 500°C 高温刚性隔热材料。此材料在 1 500°C 经 1 h 处理后线收缩率 < 2%,显示出较好的高温稳定性^[15]。航天特种材料及工艺技术研究所制备了耐 1 400°C 刚性隔热材料,1 200°C 的压缩强度可达 2.1 MPa。

2.4 柔性隔热毡(承载型)

陶瓷纤维毡也是一类重要的隔热材料,和刚性陶瓷隔热瓦不同,该材料最初主要用于航天飞机的背风面隔热^[16]。经过不断改进,其性能也逐渐提高,纤维毡能够适用复杂的外形结构。2000 年前后,美国开发出一种新型的共形可重复使用隔热材料(CRI)。该隔热材料是由上下面板和纤维隔热材料共同组成的“三明治”结构材料。与以往柔性隔热毡最大的区别在于,其表面陶瓷涂层可有效提高原有材料的抗冲刷性及耐温性,使用温度可达 1 204°C。美国已制出具有不同抗冲刷表面、缝合方式、纤维棉胎的 CRI 材料

料,并对其性能开展了相关测试研究,相关材料已在 X-37A、X-37B 的迎风面上得到成功应用(图 4)^[17]。

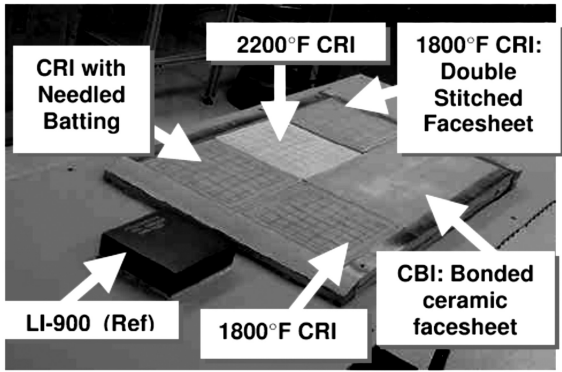


图 4 不同类型的柔性隔热毡

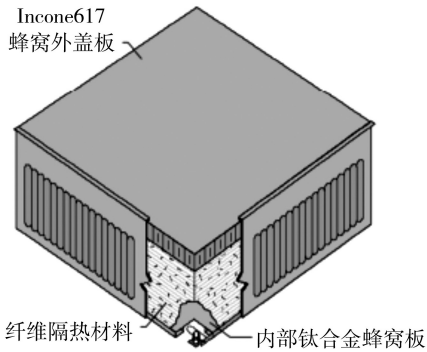
Fig. 4 Typical conformal reusable insulation

2.5 盖板式热防护系统(承载型)

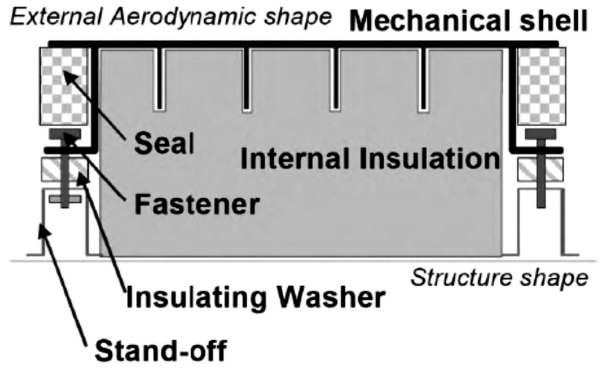
盖板式热防护系统实际上是多种材料和结构的集成,是结构功能一体化的外部热防护方案。主要包括机械外壳、紧固件、支撑结构和非承力的隔热层、密封圈、应变隔离垫等^[18-19]。目前,经过研究和试验的

盖板式热防护系统有两种:金属 TPS 系统和陶瓷基盖板 TPS 系统(图 5)^[20-21]。

金属 TPS 系统由金属包围壳体与内部的轻质耐高温陶瓷纤维隔热层组成,通过机械方式与导弹或飞行器的承力结构连接。其中,承受热/力作用的外部面板根据温度要求,可使用高温镍基合金和钛合金。外部金属面板采用蜂窝夹心结构,从而增强该系统的力学性能和耐久性,同时起到减重的作用。陶瓷基盖板 TPS 系统主要由陶瓷复合材料盖板,轻质耐高温隔热材料和支撑结构组成。盖板材料可以选择耐高温 $\text{SiO}_2/\text{SiO}_2$ 、 C/SiC 或 SiC/SiC 材料;隔热材料则选择轻质柔性隔热材料,如:氧化铝纤维毡、莫来石纤维毡等。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。外壳材料选择耐高温的 C/SiC 材料,厚度约为 1.5 ~ 2 mm,隔热材料主要为氧化铝或 SiO_2 纤维棉。



(a) 金属 TPS



(b) 陶瓷基盖板 TPS

图 5 TPS 系统示意图

Fig. 5 Metallic TPS and ceramic matrix composite shingle TPS

2.6 一体化热防护材料

一体化热防护材料是将耐高温面板和高性能气凝胶隔热材料等多种材料集成为一个整体性的热防护材料(图 6 和图 7)。该材料具有一定的力学性能、较好的抗热振和抗气流冲刷性能、优良的隔热性能。与美国的“表面陶瓷强化刚性隔热瓦”相比,综合性能更好。

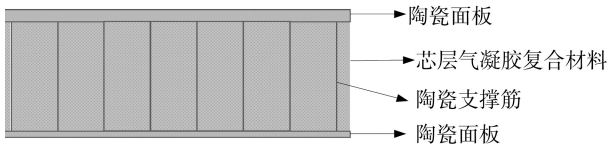


图 6 一体化热防护材料结构示意图

Fig. 6 Structure of integrated TPS

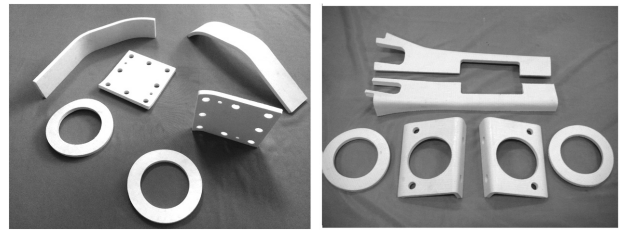


图 7 一体化热防护材料实物

Fig. 7 Integrated TPS components

一体化热防护材料由芯层气凝胶复合材料,上、下层陶瓷面板,通过陶瓷化加强筋连接而成。面板由 2.5D/3D 织物增强无机陶瓷前驱体制备而成。航天特种材料及工艺技术研究所研制的一体化热防护材料已经通过了电弧风洞、振动、应变协调和石英灯加热等考核试验,一体化热防护材料室温热导率 $\leq 50 \text{ mW}/(\text{m}\cdot\text{K})$; 900°C 热导率 $\leq 80 \text{ mW}/(\text{m}\cdot\text{K})$; 表观密

度 0.60 g/cm^3 ; 压缩强度 $\geq 2.0 \text{ MPa}$; 最高使用温度为 1100°C 。

2.7 高焓值相变材料(非承载型)

相变材料是指发生相变时能够吸收或放出热量(焓值)而该物质本身温度不变或变化不大的一种材料。由于相变材料在发生相转变时有液相产生,必须对其进行微观或者宏观包覆,防止液体流动产生的不良影响(图8)。而相变复合材料,就是将相变材料或微胶囊包覆的相变材料与基体材料复合后制成的一定形状的材料(图9)。

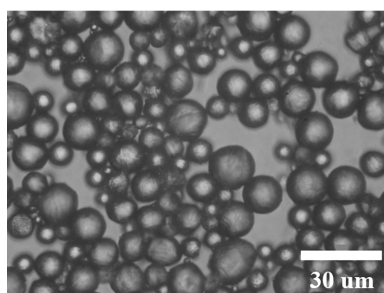


图8 相变微胶囊偏光显微镜照片

Fig. 8 Micrograph of polarization microscope for phase-change micro-capsules material

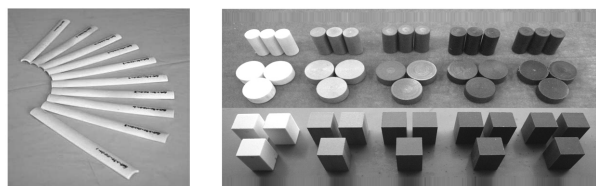


图9 典型相变复合材料构件

Fig. 9 Typical components of phase-change materials

相变复合材料是相变材料一种主要应用形式。目前,已经被广泛应用于飞行器的热防护系统中,特别是用于飞行器内部对于温度敏感的电子电气部件的热防护中。由于相变材料具有吸热量大,用量相对少,隔热效果明显等特点,今后在敏感电子部件的防护领域会有更广泛的应用,相变材料的典型技术指标见表3。

表3 典型相变材料的性能

Tab. 3 Performance of typical phase-change materials

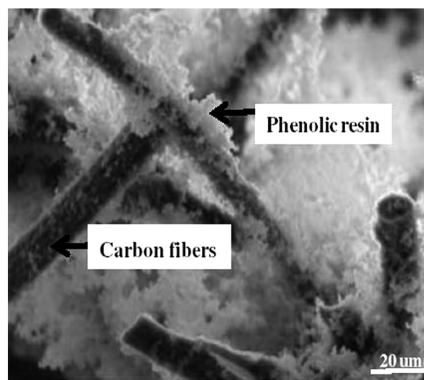
相变材料	微胶囊粒径/ μm	相变温度范围/ $^\circ\text{C}$	相变焓值/ $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$	最高使用温度/ $^\circ\text{C}$
微胶囊	5 ~ 20	-40 ~ 90	100 ~ 180	150
复合材料	-	-40 ~ 150	80 ~ 220	150

2.8 新型轻质烧蚀材料(承载型)

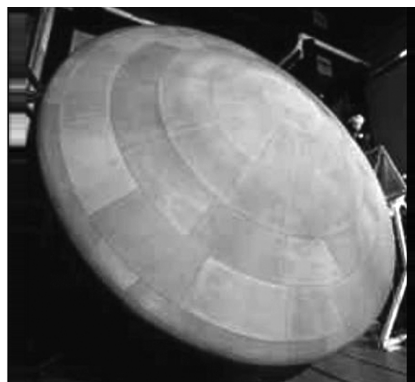
烧蚀材料作为经典的热防护材料,已经使用了大半个世纪,在返回式卫星和飞船、火箭及发动机中得到了广泛的应用。而 PICA(Phenolic impregnated carbon ablator)是由美国 NASA Ames 研究中心在 20 世

纪 90 年代早期开发^[22],用于 Stardust 返回舱迎风面的热防护材料(图 10)^[23]。

PICA 材料是一种新结构形式的烧蚀材料。以碳纤维为增强骨架,酚醛树脂浸渍碳纤维,用于外防热具有很好的效果。它具有一定的韧性,在受到气流冲击时,不会发生脆性断裂和大块剥落;还具有较好的烧蚀特性,同时,还具有易于制造和装配的特性。针对较高热流环境的超声速巡航导弹再入大气层环境,PICA 是热防护系统的优选材料^[24-25]。



(a) PICA 的微观形貌



(b) 火星科学实验室任务用防热大底
图 10 PICA 材料的微观形貌和典型构件

Fig. 10 Micrographs of PICA and Mars science laboratory heat shield

3 未来热防护材料需求及发展趋势

针对飞行器已经开发出了多种类型的热防护材料,但是随着飞行器飞行速度的提高和对热防护材料性能要求的提高,已有的热防护材料已经越来越难以满足未来新型飞行器的需求。热防护材料总的发展方向是可靠、高效、轻质。以下针对未来飞行器的发展趋势,对所需热防护材料进行技术需求分析。

(1) 可重复使用的耐高温热防护材料

高速飞行器面临巨大的气动热和力的交互作用。因此,所用热防护材料必须具有耐高温、隔热性能稳定、抗气流冲刷、抗热振和噪声、可重复使用等综合性能,使用要求远超已有的热防护材料。通过采用耐高温的纤维和合适的成型工艺,制备出综合性能均衡发宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 4 期

展的耐高温热防护材料。该类材料的发展方向:以高性能氧化铝纤维、二氧化锆纤维和莫来石纤维为基体的隔热瓦和一体化热防护材料。

(2) 超高温热防护材料

高速飞行器在飞行过程中,发动机进气道、燃烧室、尾喷管等部位的温度非常高,其中燃烧室的温度可达到2 600 K以上,产生大量的热。此处使用的热防护材料具有耐超高温、高效隔热、一定的力学性能、锥型等特征。只有碳基复合材料才能满足隔热和耐温的需求。通过控制碳基材料的孔径、密度和结构形式,制备出超高温型的热防护材料。该类材料的发展方向:碳泡沫、炭气凝胶等。

参考文献

[1] 范金荣. 发展中的高超声速武器及其战略意义[J]. 现代防御技术,2006(2):1-5

[2] 李俊宁,胡子君,孙陈诚. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. 宇航材料工艺,2011,41(6):10-13

[3] 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

[4] Glass D E, Belvin H. Airframe technology development for next generation launch vehicles[C]. 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, 2003

[5] Marshall L A, Bahm C, Corpening G P. Overview with results and lessons learned of the X-43A Mach 10 Flight[R]. NASA 20050175679

[6] Burkhard B, Mark M. Technologies for thermal protection systems applied on re-usable launcher[J]. Acta Astronautica, 2004(55): 529-536

[7] 杨玉堃. 俄罗斯超声速巡航导弹发展现状及趋势[J]. 航天制造技术,2010(2):39-43

[8] Nicholas Leventis. Mechanically strong lightweight materials for aerospace applications (x-aerogels) [R]. NASA 20060013346

[9] 杜艾,周斌,钟艳红. 空间探索用梯度密度气凝胶的合成与应用进展[J]. 航空学报,2011(6):961-970

[10] Hossain R S, Awlad N M, Ramasetty A. Mechanical characterization and simulation of crosslinked nanostructured silica aerogels [C]. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, 2007

[11] 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(2): 251-260

[12] Iannetti F, Cleland J. Thermal protection system of the

space shuttle[R]. 1989:ADA308170

[13] MCleskey S F, Strasser T E, Frenh P A. Development of CMC wrapped tiles for the X-38 body flap loseout panel[R]. AIAA Space 2000 Conferene and Exposition, Long Beah, CA, 2000:19-21

[14] Glass D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicle[R]. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, 2008: AIAA-2008-2682

[15] 孙晶晶,胡子君,陈海坤. 超高温刚性隔热材料的制备及性能[J]. 宇航材料工艺,2012,42(4):93-96

[16] Lu I T. TABI -The lightweight durable thermal protection system for future reusable launch vehicles [R]. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit, 37th Technical Papers. Pt. 2 (A96-26801 06-39), Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Salt Lake City, 1996: 957-961

[17] Rezin M, Oka K. The evolution of flexible insulation as thermal protection systems for reusable launch vehicles: AFRSI to CRI[R]. NASA 20020012437

[18] Blosser M L, Chen R R, Schmidt I H. Development of advanced metallic thermal-protection-system prototype hardware [J], J. of Spacecraft and Rockets, 2004(2):183-194

[19] 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

[20] Soyris P. C/SiC Based rigid external thermal protection system for future reusable launch vehicles: generic shingle, PRE-X / FLPP anticipated development test studies [R]. 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2005-3375, 2005

[21] 任青梅,张婕. 陶瓷基复合材料盖板式热防护系统的设计与分析[J]. 航空科学技术,2013(5):44-48

[22] Tran H K, Johnson C E, Rasky D J, et al. Phenolic impregnated carbon ablators (PICA) as thermal protection systems for discovery missions[R]. NASA TM-110440, 1997

[23] Olynick D, Chen Y K, Tauber M E. Forebody TPS sizing with radiation and ablation for the stardust sample return capsule [R]. AIAA, Thermophysics Conference, 32nd, Atlanta, GA, June 23-25, 1997:19

[24] Milos F S, Chen Y K, Gokcen T. Nonequilibrium ablation of phenolic impregnated carbon ablator[J]. J. of Spacecraft and Rockets, 2012(5):894-904

[25] 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

(编辑 李洪泉)