

高超声速飞行器隔热材料技术研究进展

李俊宁 胡子君 孙陈诚 吴文军 张宏波

(航天材料及工艺研究所, 先进功能复合材料技术重点实验室, 北京 100076)

文 摘 综述了以刚性陶瓷隔热瓦、陶瓷纤维隔热毡及轻质烧蚀材料为代表的飞行器隔热材料技术最新研究进展, 详细介绍了这些隔热材料的组成、结构和性能特点, 总结了这些材料在高超声速飞行器上的应用, 展望了高超声速飞行器隔热材料的未来发展。

关键词 高超声速飞行器, 隔热材料, 陶瓷瓦, 隔热毡, 烧蚀

Thermal Insulation Materials for Hypersonic Vehicles

Li Junning Hu Zijun Sun Chencheng Wu Wenjun Zhang Hongbo

(National Key Laboratory of Advanced Functional Composite Materials, Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract The present review outlines the recent progress of rigid ceramic insulation tile, ceramic fibrous felt and light-weight ablative materials. The compositions, structures, performance and applications of these materials on hypersonic flight vehicles are elucidated in detail and future developments of thermal insulation materials are also highlighted.

Key words Hypersonic, Thermal insulation materials, Tile, Felt, Ablation

0 引言

临近空间高超声速飞行器是集高升阻比、防隔热与结构、推进系统为一体的全新飞行器, 具有强机动和强突防能力, 近年来成为世界各国争相研究的热点^[1]。临近空间高超声速飞行器需要长时间在大气层中高速飞行, 因此气动加热环境非常恶劣, 飞行器表面温度很高。在长时间承受气动加热条件下, 为保证飞行器主体结构及内部仪器设备的安全, 必须使用高效隔热材料阻止外部热流向内部传递。此外, 高超声速飞行器的发动机喷管、翼等局部特殊部位也对高效隔热材料的性能也提出了特殊要求。因此轻质、高效的隔热材料是高超声速飞行器研制过程的关键之一。

近年来, 美国在研制以 X-43A、X-51A、HTV-2 和 X-37B 为代表的多种高超声速飞行器的过程中都将隔热材料作为飞行器的关键材料技术之一, 甚至成立专门的隔热材料研究团队进行攻关。在飞行试验过程中, 隔热材料也被列为考核试验的重点验证部分^[2]。目前, 高超声速飞行器上使用的典型隔热材料主要有陶瓷隔热瓦、陶瓷纤维隔热毡以及轻质烧蚀隔热材料等。本文从这些隔热材料的组成、结构和性能特点出发, 结合这些隔热材料在美国高超声速飞

行器上的应用情况, 总结高超声速飞行器高效隔热材料的技术研究进展。

1 陶瓷隔热瓦

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。美国陶瓷隔热瓦的研制工作始于 20 世纪 60 年代, 经过多年研制和改进, 先后研制出了 LI(Lockheed Insulation)、FRICI(Fibrous Refractory Insulation Composite)、AETB(Alumina Enhanced Thermal Barrier)、BRI(Boeing Resuable Insulation) 系列陶瓷隔热瓦。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 FRICI 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 RCG(Reaction Cured Glass)、TUF1(Toughened Uni-piece Fibrous Insulation) 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^[3-5]。美国典型陶瓷隔热瓦的基本性能如表 1 所示。

表 1 美国航天飞机陶瓷隔热瓦的性能

Tab. 1 Properties of ceramic insulation tiles of space shuttle

陶瓷瓦	密度/ $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	热导率 $/\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$	比热容 $/\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1}$	使用温度 $/\text{K}$	拉伸强度 $/\text{MPa}$	压缩强度 $/\text{MPa}$	线胀系数 $/10^{-7}\text{K}^{-1}$
BRI-8	0.128	—	—	1640(M)	0.41(TTT)	—	—
AETB-8	0.128	0.0684(TTT)	628	1640(M) 1810(S)	0.38(TTT) 0.69(IP)	—	—
AETB-12	0.192	0.064(TTT)	628	1700(M) 1870(S)	0.69(TTT) 1.44(IP)	0.90 1.83	26.0
FRCI-12	0.128	0.053(TTT) 0.0796(IP)	712	1640(M) 1810(S)	0.56(TTT) 1.77(IP)	—	—
FRCI-20	0.320	—	—	1640(M) 1810(S)	0.79(TTT) 3.2(IP)	—	—
LI-900	0.144	0.048(TTT) 0.068(IP)	628	1590(M) 1760(S)	0.16(TTT) 0.47(IP)	0.19 0.48	4.05
LI-2200	0.352	0.074(TTT) 0.1(IP)	628	1640(M) 1810(S)	0.50(TTT) 1.25(IP)	0.90 1.59	4.83

经过近 40 年的研制发展以及航天飞机多次飞行过程的验证,陶瓷隔热瓦技术日臻成熟。目前,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材料方案。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,最大飞行速度达到了 10Ma 。X-43A 机身上表面使用了带 TUFU 涂层的 AETB 陶瓷隔热瓦,见图 1^[6]。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最新研制的陶瓷隔热瓦,使用温度超过 $1\ 315^\circ\text{C}$,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。

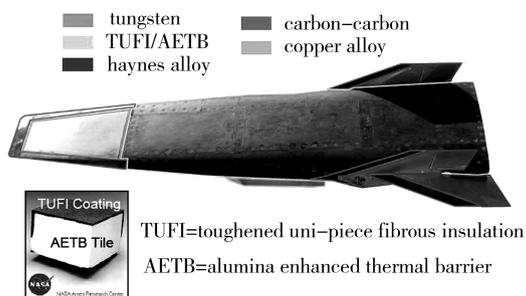


图 1 X-43A 机身使用 AETB 陶瓷隔热瓦

Fig. 1 AETB tiles on surface of X-43A

除飞行器机身大面积隔热外,陶瓷隔热瓦还可用于超燃冲压发动机进气道和喷管等部位。NASA 在 X-43A 发动机地面考核试验中,将 AETB 陶瓷隔热瓦用于发动机进气道斜坡,取得较好效果。2010 年 5 月美国首次试飞成功的 X-51A 高超声速飞行器超燃冲压发动机的进气道斜坡使用了 BRI-16 陶瓷隔热瓦;X-37B 飞行器的翼前缘也曾对陶瓷隔热瓦组

合材料方案进行考核。

2 陶瓷纤维毡及组合结构

陶瓷纤维毡也是一类重要的隔热材料,最早用于航天飞机的背风面隔热。经过不断改进,其性能也逐渐提高。最初研制的 FRSI(Flexible Resulable Surface Insulation)主要使用石英纤维材料,将石英纤维毡包在纤维布中,用石英纤维线缝制而成,最高使用温度一般不超过 815°C (图 2)。

NASA Ames 研究中心对 FRSI 隔热毡进行改进,发展了 AFRSI(Advanced Flexible Resuable Surface Insulation)隔热毡。AFRSI 使用硼硅酸铝纤维制成的纤维布和纤维线,多次重复使用最高可达 $1\ 037^\circ\text{C}$,常温常压下的热导率约为 $0.033\ \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。从图 3 可知,X-51A 高超声速飞行器上表面大面积覆盖 FRSI 隔热毡。此外,FSRI 隔热毡还用来隔绝超燃冲压发动机燃烧时的高温辐射热量,如图 3 所示^[7]。

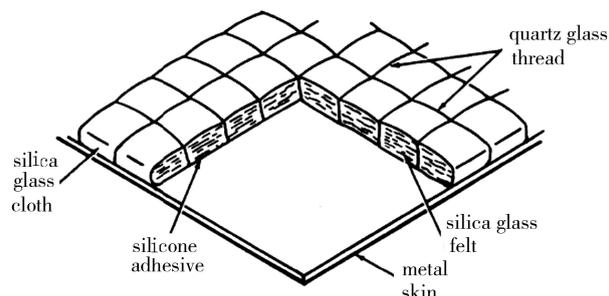


图 2 FRSI 陶瓷纤维隔热毡结构

Fig. 2 Structure of FRSI blanket

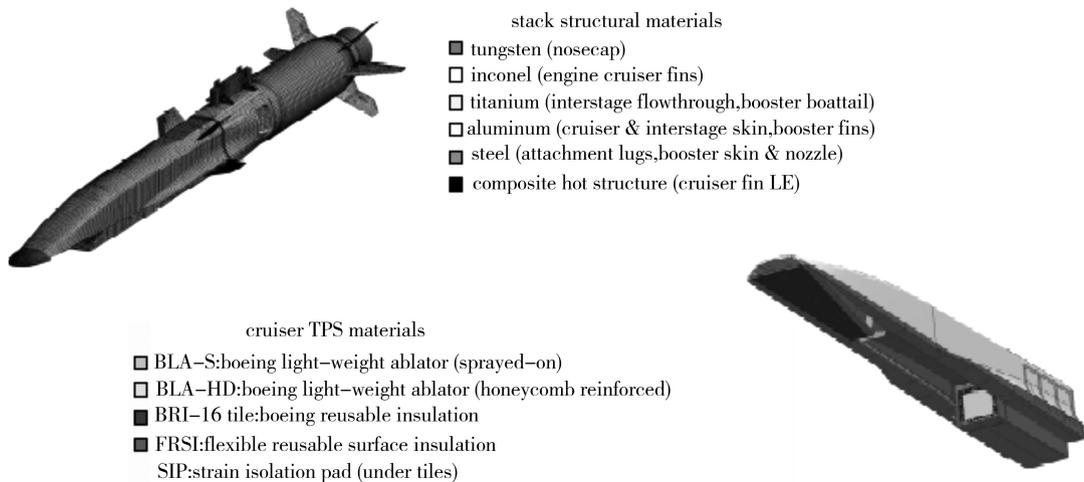


图3 X-51A 飞行器的隔热材料

Fig. 3 Different materials on X-51A for thermal insulation

NASA Ames 研究中心在 FRSI 的基础上, 研制了 CFBI (Composite flexible blanket insulation) 和 TABI (Tailorable Advanced Blanket Insulation) 隔热毡。其中, CFBI 隔热毡使用 SiC 纤维线和织物, 并且使用了由镀铝的聚酰亚胺反射膜组成的多层结构, 如图 4 所示。CFBI 的室温热导率约为 $0.035 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。TABI 隔热毡仍然使用硼硅酸铝纤维织物或 SiC 纤维织物, 但其内部填充的隔热材料设计成三角棱柱结构。

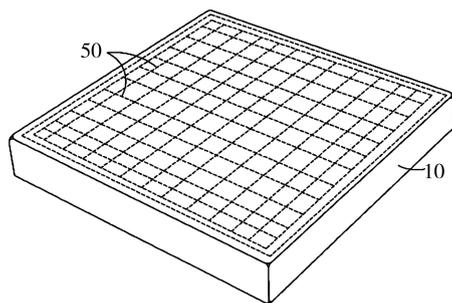


图5 波音公司研制的 CRI 隔热毡

Fig. 5 CRI blanket of Boeing

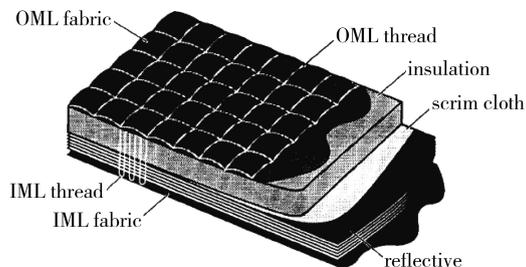


图4 CFBI 隔热毡结构

Fig. 4 Structure of CFBI blanket

波音公司研制了 CRI (Conformal Resilient Insulation) 隔热毡, 使其最高使用温度达到了 1200°C , 如图 5 所示。CRI 隔热毡的高温面和低温面分别使用了硼硅酸铝纤维布和石英纤维布; 中间层是主要组分为氧化铝、氧化硅、氧化硼等陶瓷纤维, 采用缝制工艺制成。其中高温面使用硼硅酸铝纤维线, 低温面使用石英纤维线。此外, 在 CRI 隔热毡表面还可以涂敷陶瓷涂层提高 CRI 的使用性能, 如氧化铝/氧化硅、磷酸镧陶瓷涂层等。X-37B 轨道试验飞行器的背风面大面积隔热材料使用了 CRI 隔热毡。波音公司研制的 CRI 隔热毡比最早在航天飞机上使用的 FRSI 耐温能力有所提高, 主要是因为使用了使用温度更高的硼硅酸铝陶瓷纤维布及纤维线。说明陶瓷纤维性能的优劣直接影响此类隔热材料的使用温度。

美国采用添加遮光剂的陶瓷纤维隔热毡 (Opacified Fibrous Insulation, OFI)。OFI 是由陶瓷纤维布和含有遮光剂的陶瓷纤维缝制而成。将氧化锆/氧化铝/氧化硅纤维组合在一起, 其使用温度可达 1650°C ; 将氧化铝纤维和氧化硅纤维缝制在硼硅酸铝纤维布中, 并添加一定量的遮光剂, 使用温度可达 1482°C 。OFI 隔热毡的热导率与温度之间的关系如图 6 所示, $1 \text{ atm}, 1093^\circ\text{C}$ 的热导率约为 $0.11 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。

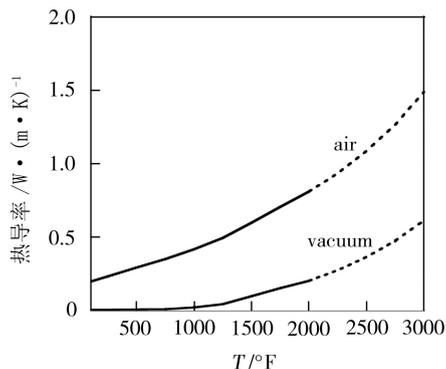


图6 OFI 不同温度下的热导率

Fig. 6 Thermal conductivity of OFI as a function of temperature

德国 MT Aerospace 研制了具有多层组合结构的隔热材料, 最高使用温度可达 1600°C , 如图 7 和图 8 所示。可以看出, 这两种隔热材料与美国研制的宇航材料工艺

CFBI 隔热毡相似,使用了多层反射隔热结构;但在低温部分使用了隔热性能更好的 SiO₂ 气凝胶纳米隔热材料。使用温度为 1 600℃ 的隔热材料是在使用温度为 1 000℃ 隔热材料的基础上,在高温部分加入了耐高温的氧化锆纤维,使其使用温度达到了 1 600℃。

美国在 HTV-2 飞行器研制过程中,成立专门的材料研究小组对热防护材料进行研究,其中包括由陶瓷纤维和反射屏组成的耐高温多层隔热材料。

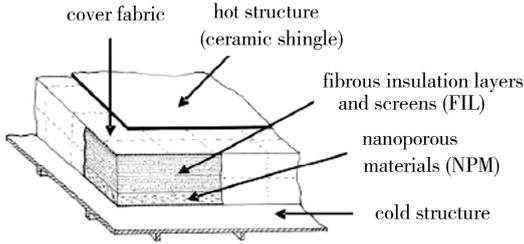


图 7 MT Aerospace 研制的多层隔热材料(使用温度 1 000℃)

Fig. 7 MT aerospace multi-layer insulation for 1 000℃

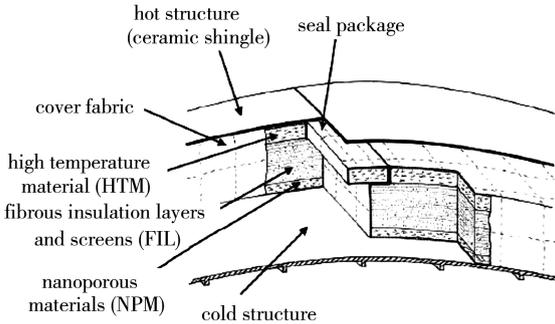


图 8 MT Aerospace 研制的多层隔热材料(使用温度 1 600℃)

Fig. 8 MT aerospace multi-layer insulation for 1 600℃

随着陶瓷纤维及相关材料性能的提高,陶瓷纤维毡类隔热材料的性能也不断改善。一方面,在高温面使用耐温能力高的氧化锆纤维,提高了纤维毡的使用温度;另一方面,与反射屏组成多层反射隔热结构或添加遮光剂能够有效的遮蔽红外辐射,提高纤维毡的隔热性能;最后,在低温部分使用具有超低热导率的气凝胶类纳米隔热材料;这种梯度组合结构大大提高了组件的综合性能。此外,纤维毡能够适用复杂的外形结构,装配方便。因此陶瓷纤维毡及组合结构是高超声速飞行器重要的隔热材料。

3 轻质烧蚀隔热材料

轻质烧蚀型隔热材料在高超声速飞行器的某些特殊部位也得到了应用。X-51A 高超声速飞行器上使用了 BLA-S 和 BLA-HD 两种轻质烧蚀隔热材料。在飞行器上表面大面积 FRSI 表面喷涂不同厚度的 BLA-S 泡沫,并通过修补或切削得到需要的外形,应用在 X-51A 飞行器上表面大面积。BLA-HD 是蜂窝增强结构的轻质烧蚀隔热材料,用于超

燃冲压发动机喷管的内表面,承受超燃冲压发动机燃烧产生的高温气流。

BLA 材料的主要成分为硅树脂、空心玻璃微球以及石英纤维、氧化铝纤维等。BLA 轻质烧蚀材料的最高使用温度达到 1 760℃,烧蚀率约为 76.2 μm/s,拉伸强度大于 0.69 MPa。由于制造 BLA 材料的原料均为商品化的产品,因此 BLA 材料的成本很低。

20 世纪 90 年代,NASA Ames 研究中心研制了两种轻质烧蚀材料:PICA (Phenolic impregnated Carbon Ablator) 和 SIRCA (Silicone Impregnated Reusable Ceramic Ablator)。PICA 是用酚醛树脂浸渍碳纤维瓦得到,而 SIRCA 是用硅树脂浸渍陶瓷隔热瓦制备而成^[8]。PICA 和 SIRCA 都具有轻质、耐高温的特点,且能够承受很高的加热速率。其中 PICA 作为美国“星尘”号探测器返回舱的热防护材料,最高经历约 2 760℃ 的高温,并且创造了人类制造的飞行器再入大气层的最高速率记录^[9]。NASA 喷气动力实验室正在研制的火星科学实验室飞行器 (Mars Science Laboratory, MSL) 选用 PICA 作为热防护材料,说明了 PICA 材料在星际再入飞行器的热防护材料领域的应用前景,见图 9^[10]。

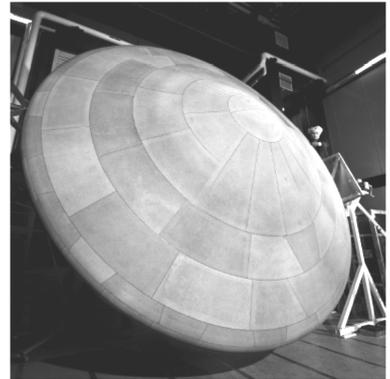


图 9 MSL 的防热罩

Fig. 9 Flight PICA heatshield of MSL

4 结语

以 X-51A、HTV-2 等为代表的高超声速飞行器试验飞行标志着高超声速技术的巨大进步,具有划时代的意义。X-51A 高超声速飞行器综合使用了陶瓷隔热瓦、陶瓷纤维隔热毡和轻质烧蚀隔热材料等具有代表性的三类隔热材料,表明未来临近空间高超声速飞行器对轻质高效隔热材料的性能要求不断提高,材料种类也不断扩展。另一方面,X-51A 的成功飞行试验表明其热防护系统选材是成功的,这种成功是建立在对材料基本性能的充分认识、大量地面试验以及先进的计算模拟技术基础上的,并且继承了多年来高超声速飞行器隔热材料技术的研究成果。

(下转第 31 页)