

一种耐高温多层热防护组件结构设计与性能研究

李健, 张凡, 张丽娟, 李文静, 赵英民

(航天特种材料及工艺技术研究所, 北京 100074)

摘要: 研究了由多种功能层材料组成的热防护组件的结构设计方法与热防护性能。利用仿真计算模拟了高温热环境下由不同厚度的面板层材料与隔热层材料组成的热防护组件的热响应行为, 并通过石英灯加热考核验证了优化设计的热防护组件的耐温隔热与可重复使用性能。结果表明, 致密的面板层材料具有优异的耐温性能, 而由气凝胶组成的隔热层材料具有极低的热导率。根据目标环境匹配设计两种功能层材料厚度, 可使多层热防护组件具备经最高温度 1 600 °C 的加热考核后, 背温仅为 118 °C 的优异耐温隔热性能。

关键词: 耐高温; 多层; 隔热材料; 热防护; 可重复使用

中图分类号: V259; V45 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-0645(2019)10-1051-06

DOI: 10.15918/j.tbit.1001-0645.2019.10.010

Structure Design and Performance Study of a Multi-Layer Thermal Protection Component with High Temperature Endurance

LI Jian, ZHANG Fan, ZHANG Li-juan, LI Wen-jing, ZHAO Ying-min

(Aerospace Institute of Advanced Materials and Processing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: The structure design method and thermal protection performance of a multi-layer thermal protection component composed of different functional layers were investigated. A simulation calculation was applied to simulate the thermo-responsive behavior of the component composed of ablator layer and insulation layer materials with different thicknesses. And a quartz lamp heating test was carried out to verify the thermostable performance, insulation ability and reusable property of the optimized component. The results show that, the compact ablator layer material possesses an excellent thermostable performance and the insulation layer material composed of aerogel has an ultra-low thermal conductivity. The multi-layer component, matching the designed thicknesses for the target environment, can go through an 1 600 °C heating test with a low back-side temperature of only 118 °C.

Key words: high temperature endurance; multi-layer; insulation material; thermal protection; reusable

在大气层中运行的高超声速飞行器会由于其与稠密大气层间的剧烈摩擦, 产生严重的气动加热现象^[1-2]。高速飞行器的运行特点决定了热防护材料需要具有轻质化、高效隔热以及耐高温等功能特点^[3-4]。单一类型或结构的热防护材料难以完全满

足以上的要求, 因此需进行多功能与多层次的材料与结构设计^[5-8]。

本文提出了一种耐高温多层热防护组件, 组件中的低密度隔热层通过纳米气凝胶复合材料发挥核心隔热作用, 包含抗红外辐射剂的致密面板层材料

收稿日期: 2018-10-11

作者简介: 李健(1988—), 男, 博士, 工程师, E-mail: tecochlj@163.com.

通信作者: 赵英民(1967—), 男, 研究员, E-mail: zhao_ym77@163.com.

具有优异的耐高温性能,由耐高温纤维织物组成的柔性包覆层可对内层材料实现防护与体积变化缓冲作用。通过多种功能层材料的设计与优化组合,实现了轻质热防护组件耐超高温以及高效隔热等优异性能。

1 实验

1.1 低热导率隔热层材料制备

在密闭模具中将莫来石针刺毡与自制反应性 SiO_2 溶胶以注胶工艺复合成型。待混合体依次经凝胶老化-溶剂置换-超临界干燥-疏水处理后得到纤维增强 SiO_2 气凝胶隔热层材料。为起到在超临界干燥处理前增强气凝胶骨架强度并降低其中杂离子与水分质量分数的目的,在 $50\text{ }^\circ\text{C}$ 烘箱中的凝胶老化时间应不小于 24 h ,使用乙醇浸泡的溶剂置换过程应不少于 2 次。

1.2 耐高温面板层材料制备

使用含有二硅化钼质量分数为 $10\%\sim 20\%$ 的陶瓷前躯体溶胶浸渍莫来石针刺毡,经数次干燥-烧结-浸渍重复工艺后获得致密的耐高温面板层材料。其中二硅化钼作为红外阻隔剂起到降低材料高温热导率的作用,陶瓷前躯体中还含有由一定化学计量比的 Si 、 O 及 C 元素组成的溶胶,经高温烧结后可形成耐高温的 Si-O-C 陶瓷相产物。

1.3 耐高温多层热防护组件成型

根据应用环境需求,将所设计的具有不同厚度的低热导率隔热层材料与耐高温面板层材料叠放后,使用莫来石纤维织物缝合后完成组件的一体化制备。

1.4 测试与表征

微观结构观测使用 Hitachi S-5500 扫描电子显微镜;通过马弗炉热处理前后材料的体积变化计算热收缩率(试样尺寸为 $200\text{ mm}\times 200\text{ mm}\times 20\text{ mm}$);室温热导率采用热流法用 HFM436 导热分析仪测试,用热平板法(PBD-12-4Y/P 平板导热仪)测量材料的高温热导率(热导率试样尺寸均为 $\Phi 180\text{ mm}\times 20\text{ mm}$);比表面积分析使用 Autosorb AS-1 气体吸附测定仪;采用石英灯加热方式测试组件的隔热性能(试样尺寸为 $200\text{ mm}\times 200\text{ mm}\times 20\text{ mm}$);在力学振动机上考核组件的抗振性能,振动频率范围为 $8\sim 2\,000\text{ Hz}$,振动均方根加速度 $\geq 15\text{ g}$ (试样尺寸为 $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}\times 20\text{ mm}$);采用电子万能试验机(DDL200)测试材料的力学性能,其中压

缩强度取试样厚度形变达到 10% 时的测试数值(试样尺寸为 $30\text{ mm}\times 30\text{ mm}\times 25\text{ mm}$),拉伸强度测试按照 GJB 6475-2008 的规定使用哑铃状试样。

2 各功能层材料及其性能

2.1 低热导率隔热层材料性能

低热导率隔热层材料以具有轻质高效隔热特征的 SiO_2 气凝胶为主要成分,通过固相颗粒的堆积在材料内部形成大量纳米级别的孔隙结构,从而获得极低的固相与气相热传导率^[9-10]。气凝胶的结构特征决定了其力学强度较低,难以独自形成块体材料,因此使用纤维材料作为增强体制备具有一定力学强度的低热导率隔热层复合材料。

图1为纤维增强的 SiO_2 气凝胶复合材料的扫描电镜图。可观察到 SiO_2 与纤维间形成了良好的复合。纤维间的空隙被多孔 SiO_2 所填充,使纤维之间无法直接形成搭接,从而避免热量沿纤维传导的接触热桥效应。基于纤维的结构支撑作用,在保持气凝胶轻质化特点基础上,复合材料的力学强度得到了显著增强,可获得平面尺寸达到 $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$ 的完整块体材料(图2)。

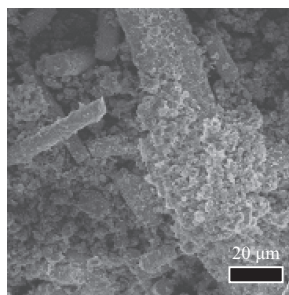


图1 低热导率隔热层材料的扫描电镜图

Fig.1 SEM image of the low thermal conductivity insulation layer



图2 低热导率隔热层材料的数字照片

Fig.2 Digital image of the low thermal conductivity insulation layer

耐温性能是应用于航天器的热防护材料的一项重要性能. 材料在高温环境下往往因自身物理/化学结构的改变而产生明显的体积变化,造成材料热防护性能的衰退. 表 1 对比了隔热层材料密度对其耐温性(1 000 ℃热处理 1 h)与导热系数的影响情况. 可见在一定范围内,气凝胶复合材料的热导率随其密度的减少而降低,当密度为 0.25 g·cm⁻³时,导热系数仅为 0.020 W·m⁻¹·K⁻¹. 但密度的降低也将同时导致固相骨架结构的疏松化,使气凝胶耐温性能相应下降,表现为经高温处理后尺寸产生明显收缩.

表 1 隔热层热稳定性及导热系数与密度的对应关系
Tab. 1 Relationship between thermal stability, conductivity and density of the insulation layer

$\rho/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$	尺寸收缩率/% (平面方向×厚度方向)	$\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$
0.25	0.40×0.70	0.020
0.28	0.10×0.21	0.021
0.33	0.05×0.12	0.024
0.40	0.03×0.10	0.028

受限于气凝胶薄弱的多孔骨架结构,即使增加复合材料的密度也难以避免其在高温应用环境下的结构收缩甚至坍塌. 如图 3 所示,密度为 0.33 g·cm⁻³的隔热层材料经 600 ℃及 800 ℃热处理后比表面积无显著变化,而当处理温度达到 1 200 ℃时,比表面积急剧降低且导热系数明显增高,表明材料已基本失去了具有高效隔热功能的纳米多孔结构. 因此,为防止气凝胶隔热层在极高温使用条件下的功能失效,有必要使用耐高温的面板层材料优先承受高温环境,并将温度缓冲降低到气凝胶隔热层的极限耐受温度之下.

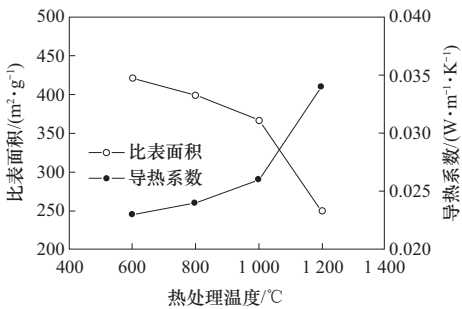


图 3 隔热层比表面积与导热系数随处理温度变化情况
Fig. 3 Relationship between specific surface area, thermal conductivity and treatment temperature of insulation layer

2.2 耐高温面板层材料性能

图 4 为耐高温面板层材料的扫描电镜图. 与低热导率隔热层不同的是,面板层中纤维是被致密的陶瓷相所包裹. 由于材料内部孔隙较少且陶瓷相具有优异的高温稳定性,因此耐高温面板层材料的耐温性能明显优于低热导率隔热层材料. 经石英灯 1 600 ℃加热考核 1 000 s,具有厚度方向线收缩率小于 2%的优异性能.

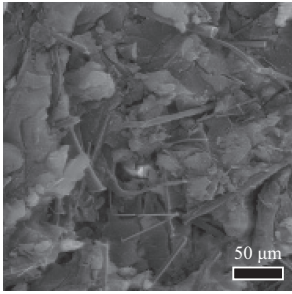


图 4 耐高温面板层材料的扫描电镜图
Fig. 4 SEM image of the thermal stable ablator layer

由于辐射热传导率与绝对温度的三次方成正比,在高温环境下具有红外阻隔作用的物质将对降低高温热导率产生显著作用^[11-12]. 虽然面板层的致密化处理使材料导热系数高于隔热层材料,其室温导热系数达到了 0.036 W·m⁻¹·K⁻¹,但通过红外阻隔剂的添加,其 1 200 ℃导热系数仅增加到 0.088 W·m⁻¹·K⁻¹. 未添加红外阻隔剂的面板层材料导热系数随温度的升高显著增加,在 1 200 ℃时达到了 0.128 W·m⁻¹·K⁻¹. 图 5 所示对比了耐高温面板层在添加红外阻隔剂前后的石英灯加热背温曲线(110 s 升温到 1 200 ℃,并保持加热 600 s). 添加一定量红外阻隔剂的面板层试件在石英灯加热的前段时间背温略高,这是由于红外阻隔剂增加了

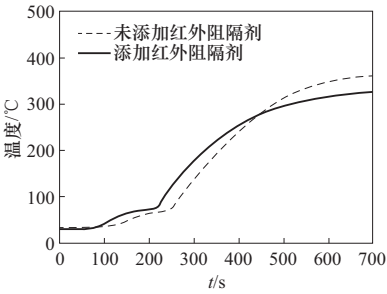


图 5 红外阻隔剂对耐高温面板层的高温隔热性能影响
Fig. 5 Influence of the infrared radiation opacifier on the high temperature insulation property of the thermal stable ablator layer

材料的低温导热系数. 但可见随着材料热面温度的升高, 添加红外阻隔剂试样背温逐渐低于未添加试样. 在 710 s 加热考核后前者背温仅为 328 °C, 相比后者 362 °C 的背温降低了 34 °C.

2.3 柔性包覆层材料功能

由于航天器在高速飞行中会产生激烈的振动, 因此会造成纳米隔热材料的掉粉脱落现象. 虽然依靠纤维增强体可较大幅度地提升复合材料的结构强度, 避免其大面积的粉化, 但所产生的污染物仍具有对航天器内部仪器部件的正常运行产生干扰的风险. 将耐高温的纤维织物作为柔性材料包覆在内层隔热与耐温材料外部, 可通过其致密性与连续性有效抵抗热流冲刷并降低多余物污染风险. 此外, 柔性包覆层还可缓冲热防护组件受热后的体积膨胀, 便于组件的运输转移与装配, 具有保护整体结构的重要作用.

3 多层热防护组件性能

3.1 多层热防护组件的耐温隔热性能

如上文所述, 对于多层热防护组件直接接触高温热源一侧, 应优先使用耐高温面板层材料进行热流缓冲, 此后以低热导率隔热层材料进一步降低热量传导. 图 6 为具有相同总厚度 (20 mm) 的热防护组件模拟应用于某 1 600 °C 高温热环境的仿真计算结果 (加热条件见下图 8 中的热面温度曲线). 组件所使用耐高温面板层厚度自 1#~5# 逐渐增加 (分别为 2, 4, 6, 8 及 10 mm). 可见对于具有相同厚度的多层组件, 其背温面温度随耐高温面板层厚度的增加而升高. 这是由于高密度的面板层导热系数相对较高, 从提升隔热效果并减轻组件整体质量的角度考虑, 应尽量减少此层材料的厚度.

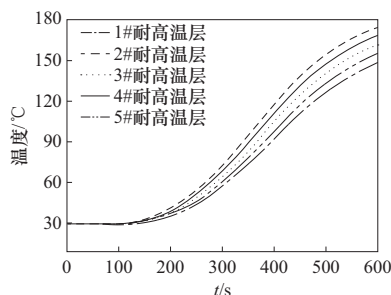


图 6 组件背温随面板层厚度变化的仿真计算结果

Fig. 6 Simulation results of the back-side temperature of the components with different ablator layer thickness

图 7 为在相同加热条件下, 1#~5# 面板层材料背温面温度的仿真计算结果, 由于热面加热温度在 330 s 后从 1 600 °C 迅速下降, 因此各面板层材料的最大背温均出现在 330 s 附近, 同时该最大背温值表现出随面板层厚度的增加而降低的趋势. 考虑到所组合使用的隔热层材料的稳定耐温性能为 1 000 °C, 因此可选用背温面温度低于 1 000 °C 的 4# 耐高温层 (厚度 8 mm) 与之匹配, 此时在总厚度为 20 mm 的组件中使用的隔热层材料厚度为 12 mm.

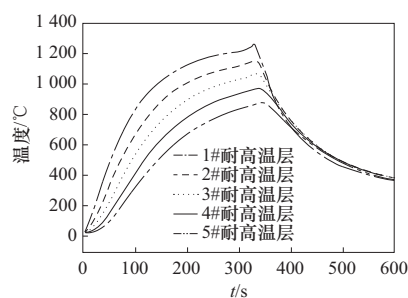


图 7 面板层背温随其厚度变化的仿真计算结果

Fig. 7 Simulation results of the back-side temperature of ablator layers with different thickness

图 8 为根据仿真结果对隔热层与面板层厚度优化后所组合的多层热防护组件的高温石英灯考核温度曲线. 经过最高温度达 1 600 °C, 持续 600 s 加热后, 试样 1 背温仅为 118 °C. 面板层中不添加红外阻隔剂的对比试样 2 在加热后背温为 215 °C. 以上结果表明通过各功能层的优化匹配, 可使多层组件具有满足不同应用条件的优异耐温及隔热性能.

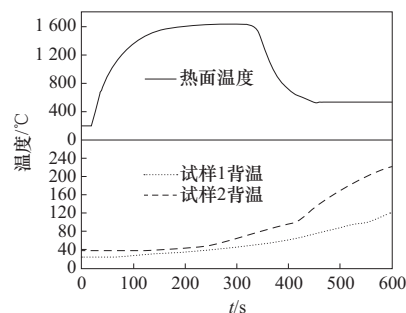


图 8 经优化组合的多层热防护组件的石英灯考核温度曲线

Fig. 8 Quartz lamp heating temperature curves of the optimized multi-layer thermal protection components

3.2 多层热防护组件的抗振动性能

为评估在高速飞行状态下对振动环境的耐受力, 采用振动试验机测试了多层组件在高温下的抗振性能. 样件在持续 600 s 的 1 200 °C 高温考核前

后照片见图 9,试验后样件整体性完好,没有明显的破损出现. 除内层材料优异的耐温性与力学强度外,具有柔韧性的外纤维包覆层材料也可在剧烈振动中发挥缓冲与调节应力的功能,从而使组件表现出优异的抗振性.

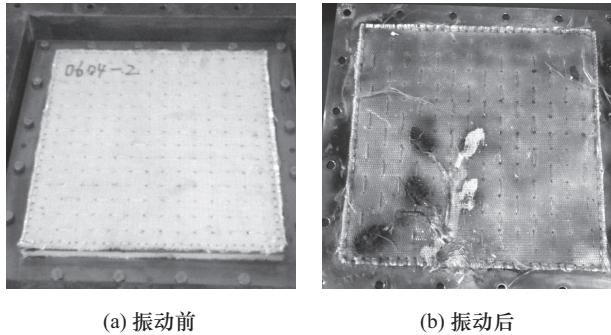


图 9 高温振动前后的多层热防护组件照片

Fig. 9 Images of the multi-layer thermal protection component before and after high temperature vibration

3.3 多层热防护组件的可重复使用性

未来可重复使用的飞行器将在空天飞行与商业航天领域发挥重要作用,而成本控制将是这类飞行器成熟运用的重要环节之一,这也对热防护材料的可重复使用性提出极高的要求. 在耐高温多层热防护组件中,通过耐高温面板层材料优先承受并缓冲高温热流,从而在使用中有效保护了气凝胶隔热层材料的隔热结构. 如图 10 所示为经 8 次 1 200 ℃,600 s 石英灯加热处理后多层热防护组件中的隔热层材料的计算机断层扫描(CT)图像(5 个试样由整块材料随机切割获取),可见材料内部未出现破损或层间裂纹. 材料隔热结构的良好保持也体现在多次热考核后,其导热系数未见明显增加(表 2). 以上结果表明

通过多层次的结构设计,有效保护了气凝胶层材料的隔热性能,该材料的可重复使用性将显著降低由超临界干燥等过程产生的生产费用,使耐高温多层热防护组件具备一定的成本优势.

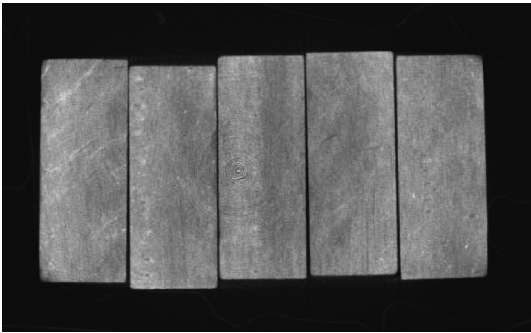


图 10 经石英灯加热后的隔热层材料 CT 图像

Fig. 10 Computed tomography image of the insulation layer after quartz lamp heating treatment

表 2 隔热层及组件导热系数随使用次数变化情况

Tab. 2 Thermal conductivity of the insulation layer and the component after different using times

重复使用次数	$\lambda/(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$	
	低热导率隔热层	多层组件
1	0.024	0.033
2	0.025	0.033
4	0.026	0.034
6	0.026	0.034
8	0.027	0.035

除上述特性外,由各功能层优化匹配的多层热防护组件还可实现低密度、室温及高温下的低导热系数、高疏水性、高温下低收缩率与高力学强度保留等性能指标,具体如表 3 所示.

表 3 多层热防护组件的主要性能参数

Tab. 3 The main performance parameters of the multi-layer thermal protection component

$\rho/(g \cdot cm^{-3})$	$\lambda/(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$		吸湿率/%	厚度方向 线收缩率/%	拉伸强度 保留率/%
	室温	1 200 ℃			
0.4~0.6	0.028~0.035	0.074~0.090	≤0.2	≤2 (1 600 ℃加热 1 000 s)	≥40 1 000 ℃加热 1 000 s

4 结 论

- ① 由纤维增强气凝胶材料组成的隔热层具有热导率低至 $0.020 W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$ 的优异隔热性能,但其耐温性有限,需匹配耐高温面板层材料使用.
- ② 由陶瓷相增强的致密面板层材料具有优异

的耐温性能,通过额外添加抗红外辐射剂可使其同时具有较低的高温导热系数.

- ③ 柔性包覆层材料可缓冲热防护组件在高温下的体积变化,使其具备优异的高温抗振动性能,同时也可降低多余物污染风险,增强热防护组件的应用可靠性.

④ 根据应用环境匹配设计面板层与隔热层厚度,当面板层厚度为 8 mm,隔热层厚度为 12 mm 时,可使多层热防护组件实现在最高温度 1 600 ℃,持续 600 s 的石英灯加热考核后,背温仅为 118 ℃ 的优异耐温隔热性能。

参考文献:

- [1] 杨强,解维华,彭祖军,等.热防护设计分析技术发展中的新概念与新趋势[J].航空学报,2015,36(9):2981-2991.
Yang Qiang, Xie Weihua, Peng Zujun, et al. New concepts and trends in development of thermal protection design and analysis technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2981-2991. (in Chinese)
- [2] Davis J B, Marshall D B, Oka K S, et al. Ceramic composites for thermal protection systems[J]. Composites: Part A, 1999, 30: 483-488.
- [3] Albano M, Micheli D, Gradoni G, et al. Electromagnetic shielding of thermal protection systems for hypersonic vehicles[J]. Acta Astronautica, 2013, 87: 30-39.
- [4] Buffenoir F, Zeppa C, Pichon T, et al. Development and flight qualification of the C-SiC thermal protection systems for the IXV[J]. Acta Astronautica, 2016, 124: 85-89.
- [5] 陈立明,戴政,谷宇,等.轻质多层热防护结构的一体化优化设计研究[J].力学学报,2011,43(2):289-295.
Chen Liming, Dai Zheng, Gu Yu, et al. Integrated optimization design of light-weight multilayer thermal protection structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(2): 289-295. (in Chinese)
- [6] Kim J. Thermal analysis of thermal protection system of test launch vehicle[J]. International Journal of Thermophysics, 2017, 38(10): 145-153.
- [7] Haim Y, Weiss Y, Letan R. Effect of spacers on the thermal performance of an annular multi-layer insulation[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 65: 418-421.
- [8] White D M, Wicklein M, Clegg R A, et al. Multi-layer insulation material models suitable for hypervelocity impact simulations[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 25: 1853-1860.
- [9] Dorcheh A S, Abbasi M H. Silica aerogel: synthesis, properties and characterization[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 199(1): 10-26.
- [10] Schultz J M, Jensen K I, Kristiansen F H, et al. Super insulating aerogel glazing[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2005, 89: 275-285.
- [11] Tang G H, Zhao Y, Guo J F. Multi-layer graded doping in silica aerogel insulation with temperature gradient[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 99: 192-200.
- [12] Zhao Y, Tang G H, Du M. Numerical study of radioactive properties of nanoporous silica aerogel[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2015, 89: 110-120.

(责任编辑:李兵)