

文章编号: 1000-8055(2023)09-2049-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220897

硅橡胶基防热涂层烧蚀机理及热解/ 传导耦合模型

时圣波^{1,2}, 张云天², 胡 励¹, 房光强¹, 崔新芳³

- (1. 上海市空间飞行器机构重点实验室, 上海 201108;
2. 西北工业大学 航天学院 陕西省空天飞行器设计重点实验室, 西安 710072;
3. 北京机电工程总体设计部, 北京 100854)

摘 要: 采用同步热分析仪, 开展了热失重实验, 确定了防热涂层热分解反应的温度区间、活化能和反应机理函数。利用石英灯辐射加热平台, 开展了高温环境考核实验, 揭示了防热涂层高温环境下的微结构演化规律和能量耗散机理。基于能量守恒原理, 充分考虑热解反应吸热、热解气体扩散换热以及质量引射效应等引起的能量转换关系, 建立了防热涂层的热解/传导耦合模型, 预报了典型热环境工况下硅橡胶基防热涂层的质量烧蚀率及温度响应规律。烧蚀后涂层表面基本保持平整, 背面温度为 151.4 °C, 质量烧蚀率为 0.28 g/s。质量烧蚀率的模型计算值与实验测量值的偏差仅为 7.1%, 满足实际工程中热防护设计需求。研究表明, 硅橡胶基防热涂层中等热流环境下具有良好的耐烧蚀和隔热性能, 是航空航天装备大面积防热区域的理想候选方案。

关 键 词: 硅橡胶基防热涂层; 烧蚀; 热分解; 热解/传导模型; 热影响层; 隔热性能
中图分类号: V45 **文献标志码:** A

Ablation mechanism and coupling pyrolysis/conduction model of a silicone rubber matrix thermal protection coating

SHI Shengbo^{1,2}, ZHANG Yuntian², HU Li¹, FANG Guangqiang¹, CUI Xinfang³

- (1. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108, China;
2. China Shaanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory,
School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3. Beijing System Design Institute of Electro-Mechanic Engineering, Beijing 100854, China)

Abstract: Thermogravimetric analysis was carried out by using synchronous thermal analyzer. The temperature range, activation energy and reaction mechanism function for the thermal decomposition reaction of the coating were determined. Thermal exposure experimental tests were conducted using a quartz lamp radiant heating platform. The mechanism of microstructure evolution and energy dissipation of thermal protection coating at high temperatures were revealed. Based on the principle of energy conservation, a coupling model for predicting the pyrolysis and thermal conduction of the thermal protection coating was established. The energy conversion relationships, which were caused by pyrolysis reaction, thermal diffusion of decomposition gas and mass ejection effect, were considered. The mass loss and temperature response of the silicone rubber matrix thermal protection coating under a typical thermal

收稿日期: 2022-11-23

基金项目: 国家自然科学基金(12172296); 上海市空间飞行器机构重点实验室基金(2021XGD)

作者简介: 时圣波(1985—), 男, 副教授、博士生导师, 博士, 主要从事防热材料宏/微观精细化烧蚀模型研究。E-mail: shishengbo@nwpu.edu.cn

引用格式: 时圣波, 张云天, 胡励, 等. 硅橡胶基防热涂层烧蚀机理及热解/传导耦合模型[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2049-2061. SHI Shengbo, ZHANG Yuntian, HU Li, et al. Ablation mechanism and coupling pyrolysis/conduction model of a silicone rubber matrix thermal protection coating[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2049-2061.

environment were calculated. After thermal exposure, the specimen surface remained basically flat, and the temperature at back surface was 151.4 °C while the mass loss rate was 0.28 g/s. The deviation between the calculated mass loss rate and its measured value was only 7.1%. This can meet the requirements of thermal protection design in engineering applications. The results showed that the silicone rubber matrix thermal protection coating has good ablation resistance and thermal insulation properties in medium heat flux environment, so it has excellent potential for the large area thermal protection application of aerospace vehicles.

Keywords: silicone rubber matrix thermal protection coating; ablation; pyrolysis; pyrolysis/conduction model; heat-affected layer; thermal insulation property

符号表

A	热解反应指前因子(1/s)	k_s	任意炭化度材料的热导率(W/(m·°C))
C_{pc}	炭化材料比热容(J/(kg·°C))	m_g	热解气体质量流量(kg/s)
C_{pg}	热解气体比热容(J/(kg·°C))	$\dot{m}_g$	热解气体的质量流率(kg/(m ² ·s))
C_{pv}	原始材料比热容(J/(kg·°C))	m_{RVE}	控制体单元的质量(kg)
C_{ps}	任意炭化度材料比热容(J/(kg·°C))	$\dot{Q}$	控制体单元的能量变化率(J/s)
dx	控制体单元厚度(m)	q	单位时间传导的热量(J/s)
E_{RVE}	控制体单元的能量(J)	$\dot{q}_{ent}$	进入防热层的净热流密度(W/m ²)
$\dot{E}_{in}$	单位时间进入控制体单元的能量(J/s)	$\dot{q}_x$	热流密度(W/m ²)
$\dot{E}_{out}$	单位时间控制体单元输出的能量(J/s)	R	理想气体常数(J/(mol·°C))
E_a	热解反应活化能(J/mol)	S	面积(m ²)
f	热解反应微分形式动力学机理函数	T	温度(°C)
h	控制体单元的比焓(J/kg)	t	时间(s)
h_c	炭化材料的比焓(J/kg)	α	热解反应的进行程度,无量纲
h_g	热解气体的比焓(J/kg)	φ_c	残余碳组分相的体积分数,无量纲
h_s	任意炭化度材料的比焓(J/kg)	φ_v	原始材料的体积分数,无量纲
h_v	原始材料的比焓(J/kg)	ρ	控制体单元的密度(kg/m ³)
ΔH_g	涂层热解反应的分解热(J/kg)	ρ_c	炭化材料的密度(kg/m ³)
k_c	炭化材料的热导率(W/(m·°C))	ρ_v	原始材料的密度(kg/m ³)
k_v	原始材料的热导率(W/(m·°C))	ρ_s	任意炭化度材料的密度(kg/m ³)
下标			
Al	铝合金基板	out	离开控制体
c	完全炭化后材料	RVE	代表性控制体单元
g	热解气体相	s	任意炭化度防热材料
in	进入控制体	v	原始材料
j	空间离散变量	x	控制体单元厚度方向
缩略词			
TGA	热失重分析	DTG	微分热失重曲线
DSC	差示扫描量热仪		

高超声速飞行器超声速飞行时会产生严重的气动加热问题,为避免飞行器气动外形、承载结构及内部器件在极端热载荷条件下遭受破坏,有必要针对飞行器面临的气动热环境开展高效、安全、可靠的热防护系统设计^[1-3]。烧蚀热防护方案具有防热效率高、环境适应性强、简单可靠、技

术成熟等特点,是飞行器高温区及大面积防热部位的理想热防护方案^[4-6]。烧蚀型防热材料大致可以分为三类:以酚醛树脂、硅橡胶等为聚合物基体的裂解反应及质量引射效应为主要吸热机理的低密度炭化类烧蚀材料;以熔融蒸发相变潜热为主要吸热机理的硅基类烧蚀材料;以碳的升华

潜热为主要吸热机理的碳基类烧蚀材料^[7-8]。烧蚀型防热涂层材料具有制备工艺简单、与基材结构结合性好等优点,是大面积防热部位广泛应用的热防护系统。其中,硅橡胶为烧蚀型防热涂层的理想基体之一^[9],硅橡胶是指由 $-\text{Si}-\text{O}-\text{Si}-$ 键构成主链的橡胶,由于 $-\text{Si}-\text{O}-$ 键键能高,且高温下不易断裂,因此,硅橡胶基体具有良好的热稳定性和强韧性。

基于硅橡胶材料良好的高温稳定性和耐烧蚀性,国内外学者发展了多种硅橡胶基防热复合材料,并研究了硅橡胶基防热材料的烧蚀机理及烧蚀性能。美国洛克希德·马丁公司发展了一种以硅橡胶的低密度烧蚀材料,成功应用在美国新一代火星探测器上^[10]。我国也研制了以苯基硅橡胶为基体的 H88 和 H96 型低密度耐烧蚀材料,研究表明其具有良好的防热、隔热性能,可以满足神舟飞船返回舱大底中高热流区的热防护需求^[11-12]。

防热材料的烧蚀相变过程是一个多物理场、多尺度材料耦合作用的动态演化过程,为了准确地模拟该动态过程,国内外学者通常将防热材料的烧蚀现象分为表面烧蚀过程和体积烧蚀过程。表面烧蚀是指表面材料与高温环境发生物理化学反应造成的质量损失,构建表面烧蚀模型时,通常假设防热材料密度不变,而防热层体积(或厚度)随时间减小^[13-14]。体积烧蚀则是指防热材料在高温环境下由于内部材料热化学反应造成的质量损失,构建体积烧蚀模型时,通常假设防热材料的体积(或厚度)不变,而材料密度随着时间减小^[15-16]。Cooper 等^[17]、Ewing 等^[18]根据某型高超声速飞行器再入大气层时的飞行工况,发展了表面烧蚀和体积烧蚀模型,建立了高精度多维烧蚀模型,准确地预报了火箭发动机喷管的烧蚀性能。Chen 等^[19]考虑蒸发、冷凝以及熔融层移动导致的质量损失,提出了硅基类防热材料的烧蚀模型,并通过实验验证了模型的准确性。Meng 等^[20]将表面烧蚀模型引入到气动热力学和计算流体力学中,充分考虑各学科之间的耦合关系,发展了热防护结构的流体/热/烧蚀耦合分析方法,分析了高超声速再入环境下碳/碳复合材料前缘的极端力学行为。

而硅橡胶基防热材料高温环境下的热分解反应、热解气体扩散换热以及热阻塞效应是其主要烧蚀防热机理,阐明这些物理、热化学过程是准备预报硅橡胶基防热材料烧蚀性能的关键。严旭

等^[21-22]通过实验方法分析了甲基苯基硅橡胶和甲基乙烯基硅橡胶基防热涂层的热分解行为和高温力学性能,分析了不同功能组元对硅橡胶基涂层烧蚀性能的影响规律。郭瑾等^[23]建立了低密度炭化类防热材料的多场耦合预报模型,研究了热解气体二次反应对炭化类复合材料表面烧蚀性能的影响规律。王湘阳等^[24-25]考虑了碳和二氧化硅反应,基于传统液态层模型,建立了新型烧蚀分析模型,计算了不同工况下材料的烧蚀速率,与未考虑碳-二氧化硅反应的烧蚀模型相比,计算值与实验值的平均偏差由 10% 减小至 3%,模拟精确度得到了提升。

综上所述,尽管国内外研究人员对防热涂层的烧蚀机理及烧蚀性能开展了丰富的研究工作,但目前对硅橡胶基防热涂层宽温域、多反应阶段特征下的热分解特性尚不十分清楚,尚缺乏高精度的热解/传导耦合预报模型。本文根据飞行器大面积防热部位防热、隔热需求,开展了新型硅橡胶基防热涂层设计与制备,利用热失重实验、石英灯辐射加热实验等手段,阐明了防热涂层的多反应阶段热分解机理与吸热机制,充分考虑多途径质量和能量转换关系,建立了防热涂层的精细化热解/传导耦合预报模型,分析了典型热环境工况下新型硅橡胶基防热涂层的温度响应、质量烧蚀率及热影响层厚度变化规律,可为轻质防热涂层的关键服役性能评价提供基础理论。

1 材料与实验方法

1.1 硅橡胶基防热涂层材料

本文硅橡胶基防热涂层材料由上海市空间飞行器机构重点实验室提供,其主要组分包括:硅橡胶基体、SiC 基体以及短切碳纤维、 $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 、硫化剂、炭黑、蒙脱石粉等抗烧蚀组元。首先将组分相按一定比例混合,采用搅拌机使其均匀;然后将混合物喷涂到基材上,采用分步工艺,使涂层达到需要的厚度;最后将样件放置在固化炉里,以一定的温度和压力固化 4~6 h,即可制备出硅橡胶基防热涂层样件。

为了满足航空航天装备防热、隔热需求,本文硅橡胶基防热涂层的厚度设计为 6 mm,基材选用铝合金材料,厚度为 1 mm。制备的烧蚀实验样件如图 1 所示。采用实验测试与理论预报方法系统地研究了该样件典型热环境工况下的热分解特性、烧蚀机理及温度响应规律。

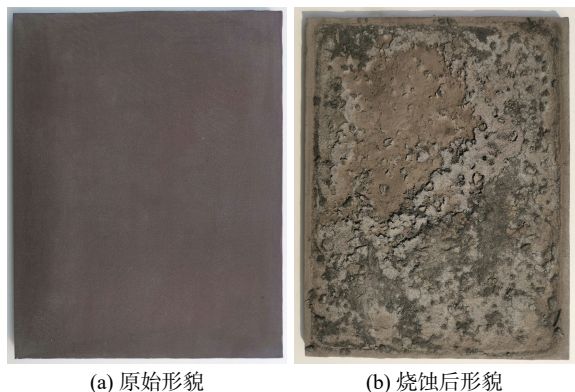


图 1 硅橡胶基隔热涂层样品热暴露前后宏观形貌

Fig. 1 Specimen photographs of silicone rubber matrix thermal protection coating before and after thermal exposure

1.2 静态热分析与热环境考核实验方法

从烧蚀机理上看,硅橡胶基隔热涂层材料属于裂解-阻塞型烧蚀类材料,其主要烧蚀隔热机理是材料的热分解反应吸热以及热解气体扩散、流动、引射等过程引起的能量耗散。因此,深入地研究材料的热分解反应机理,是准确预测硅橡胶基隔热涂层烧蚀性能的关键。采用同步热分析仪(瑞士, Mettler-Toledo TGA/DSC),在惰性气氛(Ar)环境下,选取 7、10、15、23 $^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 为典型升温速率条件,开展几种升温速率下隔热涂层的热失重规律。分别记录每时刻样品的重量,可以获得隔热涂层的失重情况。根据材料热失重曲线,可以确定隔热涂层热分解反应发生的温度区间以及热分解反应阶段。

石英灯辐射加热实验可以模拟静态加热条件下隔热材料的热演化过程,避免力学因素引起的质量损失,有利于弄清隔热材料高温环境下的热解/热氧化反应机理,是中低热流环境工况热防护材料防隔热性能考核的重要手段。石英灯辐射加热平台主要包括:石英灯热源、电源系统、水冷却系统、热流计、温度测量系统、数据采集器等组件,能够快速产生较大面积的辐射热流。利用石英灯辐射加热实验平台(见图 2),参照 GJB 323A-96 实验标准,对硅橡胶基隔热涂层进行高温考核,研究硅橡胶基隔热涂层的微结构演化规律。利用扫描电子显微镜、X 射线衍射等微观观测技术,研究隔热涂层受热过程中的物理相变、化学反应以及力学因素引起的质量损失等动态过程,澄清硅橡胶基隔热涂层的烧蚀、隔热机理。

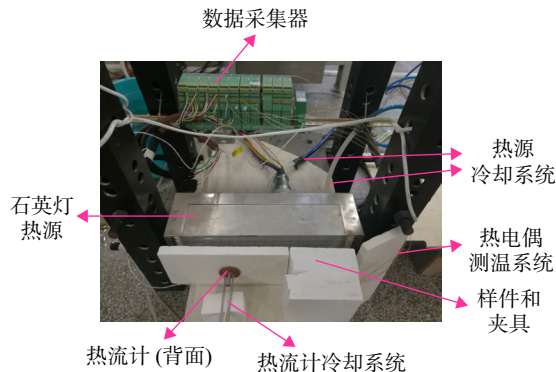


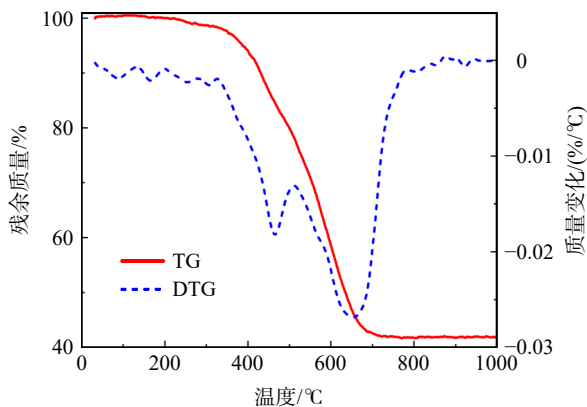
图 2 石英灯辐射加热实验平台

Fig. 2 Photograph of quartz lamp radiation heating experiment platform

2 实验结果讨论与分析

2.1 硅橡胶基隔热涂层的热失重分析

通过热失重(TG)实验,获得了惰性气氛不同升温速率条件下硅橡胶基隔热涂层材料的质量损失规律,如图 3 所示。为了系统研究硅橡胶基隔热涂层热分解反应的全过程,加热温度区间设置为室温至 1000 $^{\circ}\text{C}$ 。从图中可以看出,不同升温速率条件下,硅橡胶基隔热涂层的热失重过程较为相似。在加热过程初期,涂层失重量较少,热分解反应的温度区间约为 350~750 $^{\circ}\text{C}$,与环氧树脂基涂层相比,硅橡胶基涂层的热分解温度区间较宽,这有利于材料的长时间隔热、隔热需求。当材料温度达到 800 $^{\circ}\text{C}$ 时,热分解反应基本完成,此时隔热涂层的残重约为 41.8%,即材料的总失重率约为 58.2%,大量热解气体生成对隔热涂层的烧蚀隔热是非常有利的。从硅橡胶基隔热涂层的微分失重(DTG)曲线可以看出,材料的热分解过程较为复杂,并非遵循单一阶段,而是由三个分解阶段组成。这些分解阶段之间相互叠加,并未有明显的划分。因此,这给硅橡胶基隔热涂层热分解反应动力学三参数的确定带来了很大困难。

(a) 升温速率为 7 $^{\circ}\text{C}/\text{min}$

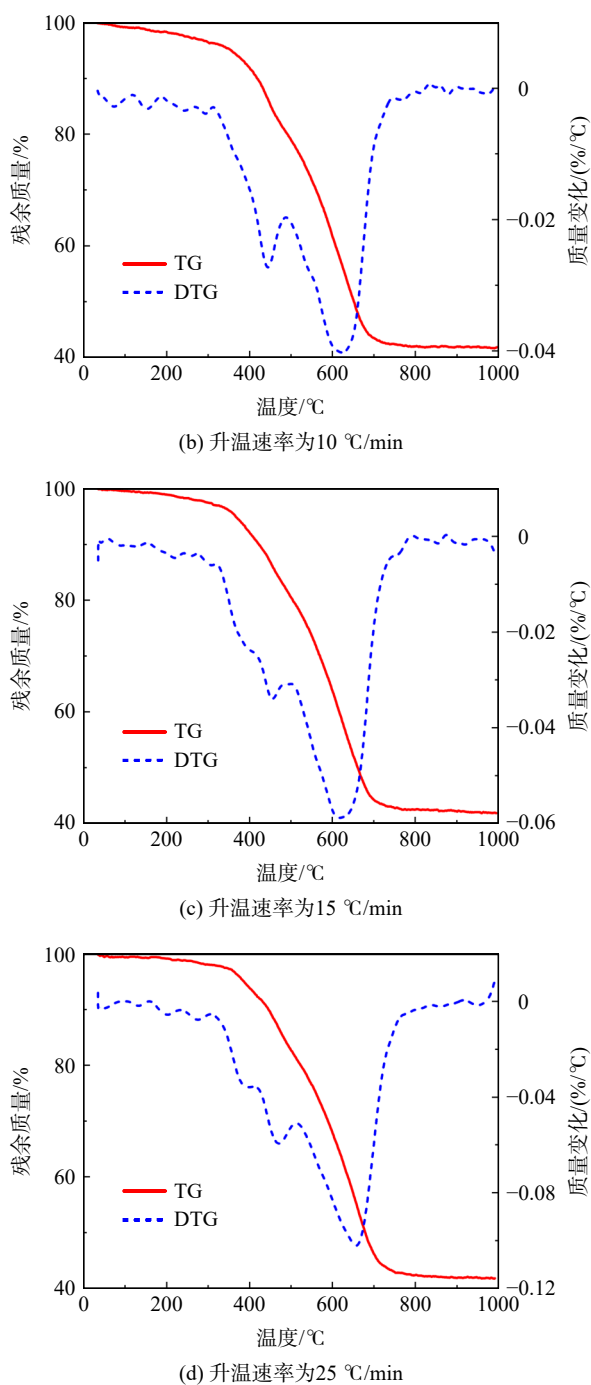


图3 硅橡胶基防热涂层惰性气体不同升温速率条件下的热失重规律

Fig. 3 Thermogravimetric laws of silicone rubber matrix thermal protection coating under inert gas environment at different heating rates

为了弄清硅橡胶基防热涂层 DTG 曲线中各分解阶段对应的反应机理,开展了组分相材料的热失重实验。图4给出了硅橡胶基体与 $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 组分相材料惰性环境不同升温速率条件下的质量损失规律。从图4(a)可以看出,硅橡胶基体的热分解温度区间大约为 350~550 °C,温度达到 550 °C

时,硅橡胶基体热分解反应基本完成,且硅橡胶材料发生热分解反应后几乎没有残重,全部生成气体逸出。从图4(b)可以看出, $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 组元的失水分解过程并非遵循单一阶段,有两个明显的分解阶段,材料温度达到 750 °C 时,分解过程基本完成,总失重率约为 32.5%。综合分析图3和图4可以看出,硅橡胶基复合材料热分解反应的三个分解阶段分别对应硅橡胶基体和 $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 两种组分的热解反应。比如:硅橡胶基防热涂层 TG 曲线中 350~450 °C 区间内的质量损失是由 $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 的失水过程和硅橡胶基体的热分解反应共同作用引起的,然而在该温度区间内,硅橡胶基体的热分解反应较弱, $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 的失水过程占主导作用。因此,高温环境下复合材料中组分相的热分解反应相互叠加、相互影响,并未有明显的界线,存在反应竞争机制,在不同的温度区间由不同的反应占主导作用。

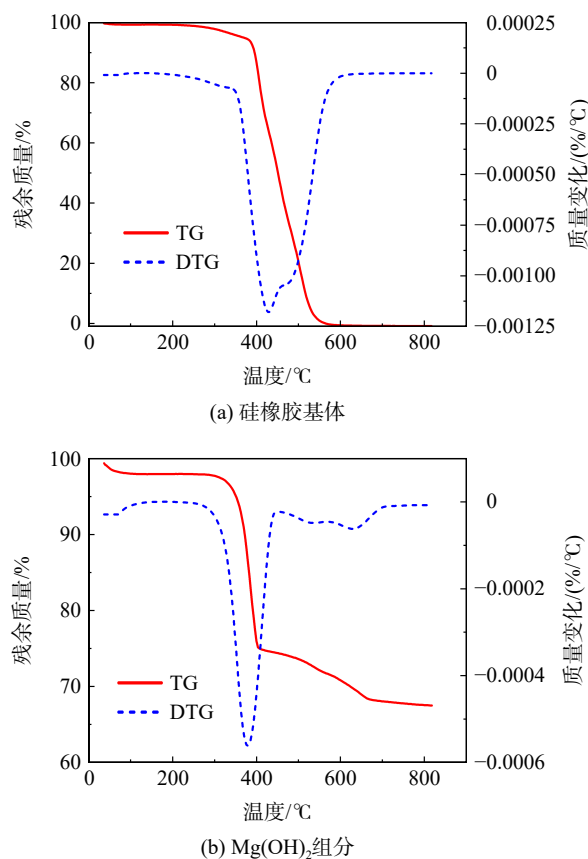


图4 硅橡胶基体和 $\text{Mg}(\text{OH})_2$ 组元惰性气体在 10 °C/min 升温速率条件下的热失重规律

Fig. 4 Thermogravimetric laws of silicone rubber matrix and $\text{Mg}(\text{OH})_2$ under inert gas environment at the heating rate of 10 °C/min

2.2 硅橡胶基防热涂层的烧蚀防热机理

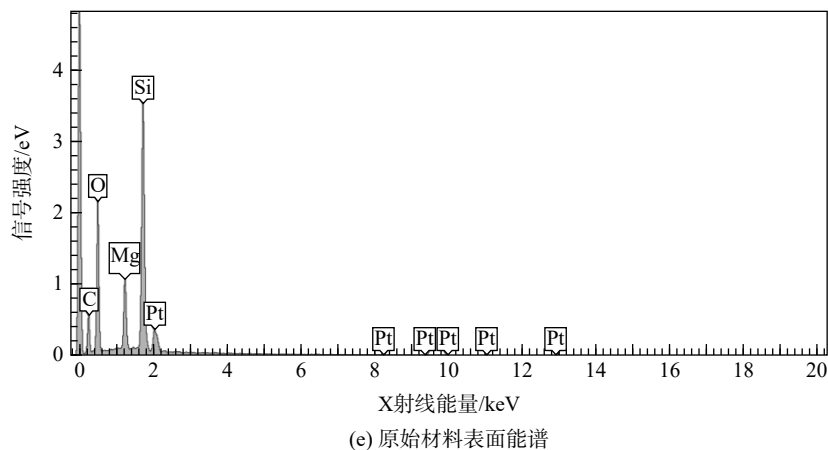
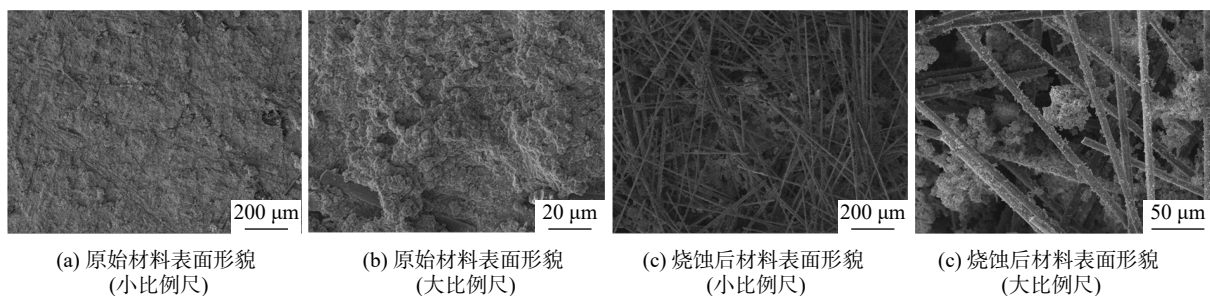
从硅橡胶基防热涂层样件热暴露后的表面形

貌照片(图1(b))可以看出,样件表面出现了明显的炭化烧蚀现象,碳颗粒零星分布在材料表面。同时,炭化后的材料容易粉化脱落,所以表面可以看到炭化材料脱落后暴露出来的SiC纤维以及表层材料和纤维都脱落后暴露的烧蚀程度较低的内层材料。在样件厚度方向上,可以看到明显的颜色梯度变化,这是由于距离加热面不同位置,材料的炭化程度不同,即热影响程度不同。因此,从颜色上,可以粗略地分析隔热涂层不同厚度处的热分解反应进行程度。

图5给出了硅橡胶隔热涂层样件热暴露前后表面材料的微观形貌照片。比较热暴露前后的微观结构形貌,可以分析硅橡胶基隔热涂层高温环境下微结构演化规律,进而推断材料表面及内部发生的相变过程及化学反应。从图5(a)、图5(b)可以看到,本文制备的硅橡胶隔热涂层样件表面较为平整,从图5(b)可以更明显看到,材料较为致密,可以看到部分裸露的SiC纤维束,硅橡胶基体与增强纤维相较好地黏结为一体。从图5(c)、图5(d)可以看到,在经历烧蚀后,样件表面的硅橡胶基体发生严重热分解、炭化甚至脱落,表面仅有少量热解残碳存在。大量针刺编织纤维毡裸露在表面,且整体保持较好,纤维束未发生明显的化学反应。此外,还可以看出,表面并没有明显的熔融物存在,这是因为表面温度尚未达到

SiO₂的熔融相变温度。比较图5(e)和图5(f)可以看出,烧蚀后样件表面的C元素含量明显增加,而Si和O元素含量降低。这是由于硅橡胶基隔热涂层热分解反应会生成碳和气体,从而使烧蚀后样件表面的C含量增加;另一方面,表面局部炭层材料的脱落会使Si含量略微降低。

总结硅橡胶基隔热涂层的烧蚀过程,在达到基体材料热解温度前,主要依靠材料自身的热容吸收进入的热量;当温度到达热解温度时,硅橡胶基体、Mg(OH)₂组元等开始发生热分解反应,吸收热量,同时产生的热解气体扩散流动、引射进入边界层,进一步对外界气动加热产生阻碍作用;随着涂层温度进一步上升,受热分解反应影响的材料厚度增加;温度继续升高,表面材料发生完全炭化,材料的辐射系数增加,辐射散热的效率得到提升;同时表面涂层材料的孔隙率和渗透率进一步增加,热解气体流动换热过程加剧,材料的隔热效率进一步提高。硅橡胶基隔热涂层热环境下的烧蚀隔热机理主要包括:组分材料的热分解反应吸热、热解气体流动换热、热解气体引射进入边界层导致的热阻塞效应、表面材料的辐射散热以及材料本身的热容吸热。在构建硅橡胶基隔热涂层的烧蚀和热响应模型时,需要将这些吸热机制反映在控制方程里。



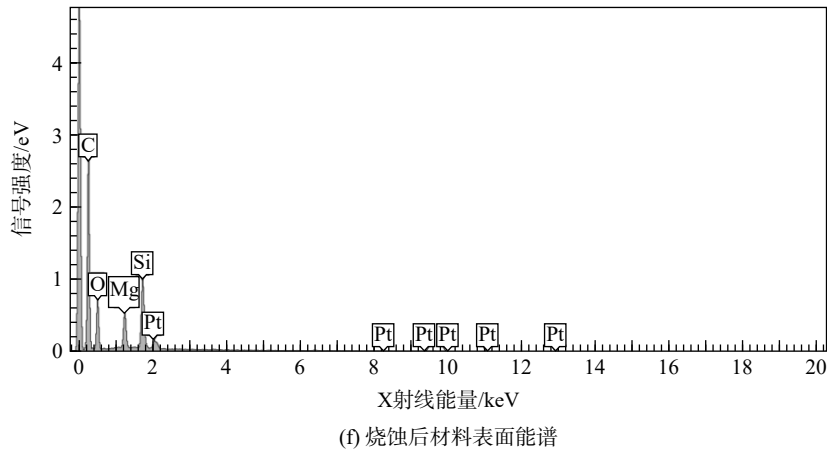


图5 硅橡胶基防热涂层样件热暴露前后微观形貌照片与能谱

Fig. 5 Micromorphology photographs and energy spectrum of silicone rubber matrix thermal protection coating specimens before and after thermal exposure

3 硅橡胶基防热涂层的热解/传导耦合模型

3.1 热解/传导耦合预报模型

根据硅橡胶基防热涂层的烧蚀防热机理, 充分考虑热分解反应的影响, 基于质量守恒和能量守恒原理, 可以建立硅橡胶基防热涂层的热解/传导耦合预报模型。在硅橡胶基防热涂层样件厚度方向上选取代表性控制体单元作为研究对象, 可建立热解/传导问题的控制微分方程。

代表性控制体单元的能量转换关系由图6给出, 防热涂层内部的热传递方式主要有热传导和扩散换热两种方式。利用能量守恒定律, 代表性控制体单元的能量变化率 $\dot{Q}$ 等于流入和流出控制体的能量之差, 则有:

$$\dot{Q} = \frac{dE_{RVE}}{dt} = \dot{E}_{in} - \dot{E}_{out} = q_x + (m_g h_g)_x - [q_{x+dx} + (m_g h_g)_{x+dx}] \quad (1)$$

式中 E_{RVE} 为代表性控制体单元系统的能量, q 为单

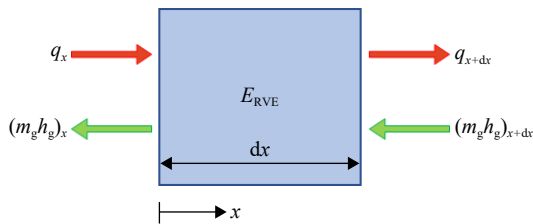


图6 硅橡胶基防热涂层样件内部代表性控制体单元的能量转换关系

Fig. 6 Energy conversion relationships of representative volume element in the internal silicone rubber matrix thermal protection coating specimen

位时间传导的热量, m_g 为热解气体质量流量, h_g 为热解气体的比焓。将能量随空间位置的增量用泰勒级数展开:

$$q_{x+dx} = q_x + \frac{\partial q_x}{\partial x} dx \quad (2)$$

$$(m_g h_g)_{x+dx} = (m_g h_g)_x + \frac{\partial (m_g h_g)_x}{\partial x} dx \quad (3)$$

控制体的能量变化可以用密度和比焓表示:

$$\frac{dE_{RVE}}{dt} = \frac{\partial (\rho h)}{\partial t} S dx = \frac{\partial (\varphi_c \rho_c h_c + \varphi_v \rho_v h_v)}{\partial t} S dx = \frac{\partial (\rho_s h_s)}{\partial t} S dx \quad (4)$$

式中 ρ 为防热涂层烧蚀后内部固体项和气体项混合物的密度, 由于气体密度远小于防热涂层材料密度, 故该式中将气体项忽略; φ 为体积分数; S 为面积; h 为比焓; 下标 v、c、s 分别代表防热涂层原始状态、完全炭化状态、烧蚀状态。值得注意的是, 烧蚀过程中硅橡胶基防热涂层的热物理性能参数随温度和材料的微结构演化而发生变化, 在烧蚀和热响应预报时, 需要准确获得防热涂层烧蚀状态下的热物理性能参数。本文基于硅橡胶基防热涂层原始材料和完全炭化材料的热物性参数, 采用混合率理论, 结合涂层材料的热分解反应进行程度, 可以得到硅橡胶基防热涂层烧蚀状态下的热物理性能。即有:

$$\rho_s = (1 - \alpha) \rho_v + \alpha \rho_c \quad (5)$$

$$C_{ps} = (1 - \alpha) C_{pv} + \alpha C_{pc} \quad (6)$$

$$k_s = (1 - \alpha) k_v + \alpha k_c \quad (7)$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = A \exp \left[-\frac{E_a}{R(T+273.15)} \right] f(\alpha) \quad (8)$$

式中 α 为热分解反应进行程度,简称热解程度,其中, α 等于1时表示材料已经完全热解,成为炭化材料; α 等于0时表示材料尚未发生热解,仍是原始材料。 A 、 E_a 、 $f(\alpha)$ 分别为热分解反应的指前因子、活化能和微分形式动力学机理函数; R 为气体常数; T 为材料温度。

将式(2)~式(4)代入式(1)中,并整理可得到

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} h_s + \rho_s \frac{\partial h_s}{\partial t} = -\frac{\partial \dot{q}_x}{\partial x} + \dot{m}_g \frac{\partial h_g}{\partial x} + h_g \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial x} \quad (9)$$

式中 $\dot{q}_x$ 和 $\dot{m}_g$ 分别为热流密度和热解气体质量流率。

根据傅里叶定律,材料内部任意位置处的热流密度可以表示为:

$$\dot{q}_x = -k_s \frac{\partial T}{\partial x} \quad (10)$$

式中 k_s 为热导率。根据比焓与材料热化学状态的关联关系,可以得到:

$$\frac{\partial h_s}{\partial t} = C_{ps} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (11)$$

$$\frac{\partial h_g}{\partial x} = C_{pg} \frac{\partial T}{\partial x} \quad (12)$$

式中 C_{ps} 、 C_{pg} 分别为隔热涂层和热解气体的比热容。又根据比焓定义得到涂层热解反应的分解热:

$$\Delta H_g = h_g - h_s \quad (13)$$

因为材料发生热分解反应后,热解气体在多孔炭层内流动,并发生质量引射效应。对于控制

$$\begin{cases} \rho_s C_{ps} \frac{\partial T}{\partial t} = k_s \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \dot{m}_g C_{pg} \frac{\partial T}{\partial x} + \Delta H_g \frac{\partial \rho_s}{\partial t} & 0 < x \leq L_1 \\ \rho_{Al} C_{Al} \frac{\partial T}{\partial t} = k_{Al} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} & L_1 < x \leq L_1 + L_2 \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} -k_s \frac{\partial T}{\partial n} = \dot{q}_{ent} & x = 0 \\ -k_{Al} \frac{\partial T}{\partial n} = 0 & x = L_1 + L_2 \\ -k_s \frac{\partial T}{\partial n} = -k_{Al} \frac{\partial T}{\partial n} & x = L_1 \end{cases} \quad (18)$$

式中 $\dot{q}_{ent}$ 为进入隔热结构内部的净热流密度, ρ_{Al} 、 k_{Al} 、 C_{Al} 分别为铝合金的密度、热导率和比热容。

对于传热控制方程,时间项1阶导数采用向前差分,空间项1阶导数采用中心差分,空间项2阶导数采用2阶中心差分:

体,根据质量守恒定律,热解气体的连续性方程可以写成:

$$\frac{\partial m_{RVE}}{\partial t} = \frac{\partial \rho_s}{\partial t} S dx = m_{g,x+dx} - m_{g,x} = \frac{\partial m_{g,x}}{\partial x} dx \quad (14)$$

式中 m_{RVE} 为控制体的质量,包含气体和固体质量,由于气体质量远小于固体的质量,且气体质量随时间变化小,因此只考虑固体的质量。整理得到:

$$\frac{\partial \dot{m}_g}{\partial x} = \frac{\partial \rho_s}{\partial t} \quad (15)$$

将式(10)~式(15)代入式(9),整理得到代表性控制体内部的体积烧蚀和热响应控制方程:

$$\rho_s C_{ps} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_s \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \dot{m}_g C_{pg} \frac{\partial T}{\partial x} + \Delta H_g \frac{\partial \rho_s}{\partial t} \quad (16)$$

其中,方程左侧项代表控制体内能量随时间的变化率,方程右侧三项分别表示热传导进入控制体内的能量、由于热解气体流动造成的能量增量以及材料热分解反应吸收的热量。

3.2 耦合模型的数值求解方法

为了进行数值求解,首先把求解的区域进行离散化处理。本文研究对象隔热结构由硅橡胶基涂层和铝合金基板组成。将涂层和基板分别等分成 $N+1$ 个块体,每个控制体的厚度分别为 $\Delta\delta_1$ 、 $\Delta\delta_2$,隔热结构总共有 $2N+2$ 个块体。在表面和背面边界处各设置一个节点,即烧蚀表面处块体的厚度为 $\Delta\delta_1/2$,烧蚀背面处块体的厚度为 $\Delta\delta_2/2$ 。节点位于块体中心,且两种材料相交的界面必须在块体界面上,如图7所示。

隔热结构总的能量守恒方程和边界条件如下:

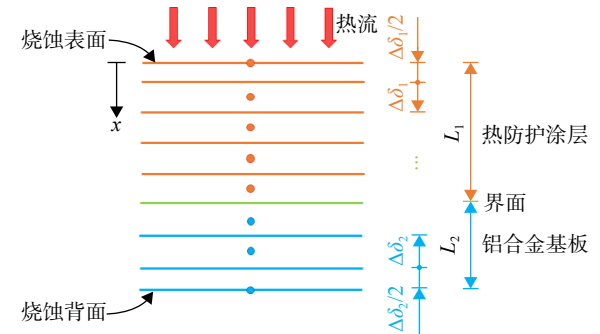


图7 硅橡胶基隔热涂层样件空间区域离散示意图

Fig. 7 Schematic diagram of spatial discretization of silicone rubber matrix thermal protection coating specimen

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{T_j^n - T_j^{n-1}}{\Delta t} \quad (19)$$

$$\frac{\partial T}{\partial x} = \frac{T_{j+1}^n - T_{j-1}^n}{2\Delta x} \quad (20)$$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{T_{j+1}^n - 2T_j^n + T_{j-1}^n}{\Delta x^2} \quad (21)$$

式中下标 j 表示离散空间, 上标 n 表示离散时间。

利用有限差分法, 将涂层区域的传热控制方程进行离散处理, 得:

$$\rho_{s,j} C_{ps,j} \frac{T_j^n - T_j^{n-1}}{\Delta t} = k_{s,j} \frac{T_{j+1}^n - 2T_j^n + T_{j-1}^n}{(\Delta x)^2} + \quad (22)$$

$$\dot{m}_{g,j}^{n-1} C_{pg} \frac{T_{j+1}^n - T_{j-1}^n}{2\Delta x} + \Delta H_g \frac{\partial \rho_{s,j}^{n-1}}{\partial t}$$

$$\text{令 } a = \frac{k_{s,j}}{\rho_{s,j} C_{ps,j}} \cdot \frac{\Delta t}{(\Delta x)^2}, \quad b_j = \frac{\Delta t}{\rho_{s,j} C_{ps,j}} \cdot \frac{\dot{m}_{s,j}^{n-1} C_{pg}}{2\Delta x}, \quad c_j =$$

$$\Delta H_g \cdot \frac{\Delta t}{\rho_{s,j} C_{ps,j}} \cdot \frac{\partial \rho_{s,j}^{n-1}}{\partial t}, \text{ 得:}$$

$$\begin{bmatrix} 1+2a & -2a & & & & \\ -(a-b_2^{n-1}) & 1+2a & -(a+b_2^{n-1}) & & & 0 \\ & \vdots & \vdots & \vdots & & \\ & & -(a-b_j^{n-1}) & 1+2a & -(a+b_j^{n-1}) & \\ & & & \vdots & \vdots & \vdots \\ & 0 & & & -a & 1+2a & -a \\ & & & & & -2a & 1+2a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_1^n \\ T_2^n \\ \vdots \\ T_j^n \\ \vdots \\ T_{2N+1}^n \\ T_{2N+2}^n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1^{n-1} + c_1^{n-1} + (a-b_1^{n-1}) \frac{2\Delta x}{k_{s,1}} \dot{q}_{ent} \\ T_2^{n-1} + c_2^{n-1} \\ \vdots \\ T_j^{n-1} + c_j^{n-1} \\ \vdots \\ T_{2N+1}^{n-1} \\ T_{2N+2}^{n-1} \end{bmatrix} \quad (28)$$

根据以上的数值求解方法, 基于 Matlab 软件平台, 编写热解/传导耦合模型数值求解程序, 可以求解获得硅橡胶基防热涂层-铝合金基材热防护结构在给定热流环境下的烧蚀和传热特性。

4 硅橡胶基防热涂层的防热/隔热性能分析

根据某型航天飞行器的服役工况, 本文石英灯辐射加热实验中加载的热流载荷随加热时间的

$$-(a-b_j^{n-1}) T_{j-1}^n + (1+2a) T_j^n - (a+b_j^{n-1}) T_{j+1}^n = T_j^{n-1} + c_j^{n-1} \quad (23)$$

对烧蚀表面节点 $j=1$, 考虑边界条件有:

$$(1+2a) T_1^n - 2a T_2^n = T_1^{n-1} + c_1^{n-1} + (a-b_1^{n-1}) \frac{2\Delta x}{k_{s,1}} \dot{q}_{ent} \quad (24)$$

将基材层的导热方程进行离散处理, 得:

$$\rho_{Al} C_{Al} \frac{T_j^n - T_j^{n-1}}{\Delta t} = k_{Al} \frac{T_{j+1}^n - 2T_j^n + T_{j-1}^n}{(\Delta x)^2} \quad (25)$$

$$\text{令 } a = \frac{k_{Al}}{\rho_{Al} C_{Al}} \cdot \frac{\Delta t}{(\Delta x)^2}, \text{ 可得:}$$

$$-a T_{j-1}^n + (1+2a) T_j^n - a T_{j+1}^n = T_j^{n-1} \quad (26)$$

对基材背面绝热界面节点 $j=2N+2$, 考虑边界条件:

$$-2a T_{2N+1}^n + (1+2a) T_{2N+2}^n = T_{2N+2}^{n-1} \quad (27)$$

将涂层和基材的导热差分方程合并, 得到组合结构的总差分方程:

变化曲线, 在图 8 中给出。

为了验证本文热解/传导耦合模型的精度, 在开展硅橡胶基防热涂层的防热/隔热性能分析时, 同样施加图 8 的热流载荷条件。从图中可以看出, 总加热时间为 136 s; 开始阶段热流密度快速地升高到 390 kW/m², 保持 5 s; 然后热流密度回落至 90 kW/m² 并保持 30 s; 之后热流密度上升至 130 kW/m², 并继续保持 65 s; 最后阶段热流密度又下降到 0。热流密度呈现非单调变化, 存在先升高

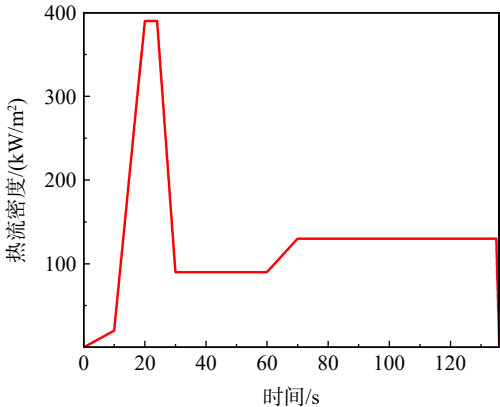


图 8 石英灯辐射加热实验中加载的热流密度-加热时间变化曲线

Fig. 8 The curve of heat flux with heating time from quartz lamp radiant heating experiment test

后较低再升高再降低的趋势。

硅橡胶基隔热涂层的基本材料性能参数如表 1 所示。隔热涂层原始材料的密度、比热容、热导率等热物理性能参数由材料制备单位上海空间飞行器机构重点实验室提供,隔热涂层炭化后材料的密度、比热容、热导率则结合热物性实验与作者课题组前期研究工作(文献 [26-27])获得。隔热涂层的分解热由 DSC 实验测量得到(详见文献 [27]),热解气体的比热容则由文献 [26] 确定。

硅橡胶基隔热涂层不同加热时刻热解反应进行程度沿厚度方向的变化曲线,如图 9 所示。加热时间 20 s 时刻,虽然热流载荷达到了峰值,但由于高热流持续时间较短,且由于隔热涂层材料具有低的热导率,实际进入涂层内部的热量较少,所以此时仅有距离加热面 1 mm 以内的材料达到热分解反应起始温度,热影响层厚度约为 1 mm。当加热过程进行到 60 s 时,涂层整体的温度有较

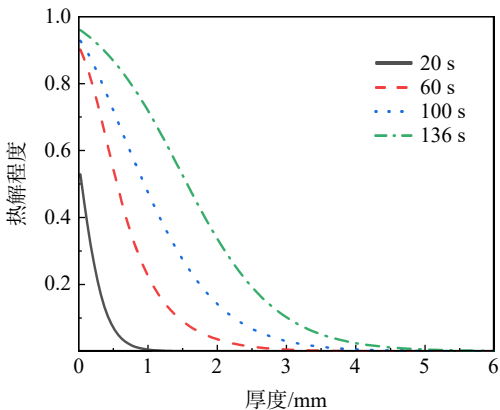


图 9 硅橡胶基隔热涂层不同加热时刻厚度方向的热解反应进行程度变化规律

Fig. 9 Variation of conversion rate of pyrolysis reactions versus distance from the heating surface for silicone rubber matrix thermal protection coating at different heating times

大幅度上升,距离加热面 3 mm 以内的材料都发生了热分解反应,同时烧蚀表面材料接近完全热解状态。当加热时间为 100 s 时,热影响层深度进一步增加,距离加热面 4 mm 以内的材料均发生了热分解反应。比较不同加热时刻的热影响层深度可以看出,随着加热时间的增加,热影响区扩大的速度逐渐降低,这是由于硅橡胶基隔热涂层热解反应、扩散换热及质量引射效应等吸热机理,降低并减缓了流向涂层内部的热流。当加热过程结束时,热影响层厚度达到 5 mm,同时烧蚀表面炭化层厚度(材料完全热解)的增加趋势减缓,这与硅橡胶基隔热涂层的热失重规律相符合,即在热分解反应末期(材料温度大于 700 ℃),热分解反应基本完成,反应速率较为缓慢。

表 2 给出了硅橡胶基隔热涂层典型热环境下关键烧蚀性能的实验值与计算值比较。在图 8 热载荷工况下,可以求解获得硅橡胶基隔热涂层的总质量损失量及平均质量烧蚀率。可以看出,加热时间为 136 s 时,本文热解/传导耦合模型计算获得的隔热涂层总质量损失量为 35.02 g,即平均质量烧蚀率为 0.26 g/s。为了研究实验数据的分散性,开展了三个样件的辐射加热实验。从表 2 中可以看出,三组重复实验获得的样件质量损失量有一定的偏差,偏差产生的原因为:样件表面出现了完全炭化及氧化,造成表面涂层发生了不同程度的粉化剥落,剥落过程具有一定的随机性和不确定性,导致三组样件的质量损失出现差异。对三组样件的质量损失量取平均,得到样件总质量损失量的平均值为 38.38 g。将质量损失量计

表 1 硅橡胶基隔热涂层的基本材料性能参数
Table 1 Basic material parameters of silicone rubber matrix thermal protection coating

参数	数值
原始材料密度 $\rho_v/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1 200
炭化材料密度 $\rho_c/(\text{kg}/\text{m}^3)$	480
原始材料比热容 $C_{pv}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot^\circ\text{C}))$	1 300+3T
炭化材料比热容 $C_{pc}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot^\circ\text{C}))$	1 000+1.02T
原始材料热导率 $k_v/(\text{W}/(\text{m}\cdot^\circ\text{C}))$	0.299
炭化材料热导率 $k_c/(\text{W}/(\text{m}\cdot^\circ\text{C}))$	0.55
分解热 $\Delta H_g/10^6 (\text{J}/\text{kg})$	1.0
热解气体比热容 $C_{pg}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot^\circ\text{C}))$	2 676.8+1.05T

表 2 硅橡胶基隔热涂层典型热环境下关键烧蚀性能的
实验值与计算值比较

Table 2 Comparison of experimental and calculated
ablation properties of silicone rubber matrix thermal
protection coating under a typical
thermal environment

项目	质量损失量/g	质量烧蚀率/(g/s)
1 号试件	45.07	0.33
2 号试件	41.86	0.31
3 号试件	28.22	0.21
实验平均值	38.38	0.28
计算值	35.02	0.26
偏差/%	8.75	7.1

算值与实验值比较,两者之间的偏差仅为 8.75%。模型预报值与实验测量值出现偏差的主要原因为:一方面是理论模型本身不能完全模拟隔热材料的真实烧蚀过程,模型本身具有客观不确定性;另一方面是实验测量也具有一定的不确定性,热流测量、温度测量、多次实验数据等都存在认知不确定性。同理,实验测量获得的平均质量烧蚀率为 0.28 g/s,计算值与实验值之间的偏差仅为 7.1%。这也证明了本文热解/传导耦合预报模型具有较高的精度。

图 10 为硅橡胶基隔热涂层不同厚度处温度随加热时间的变化规律。结合表面温度-加热时间历程与热流载荷曲线(图 8)可以看出,加热过程初期表面材料温度迅速上升,在 24.1 s 时达到最高温度 589.5 ℃,此时热流密度达到峰值;随后,热流密度载荷下降,表面温度也随之降低;热流

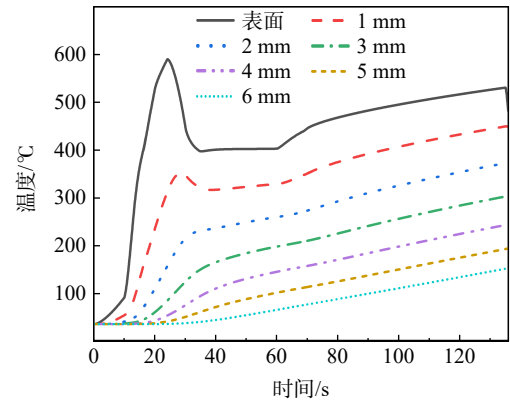


图 10 硅橡胶基隔热涂层不同厚度处温度-时间变化过程
Fig. 10 The curves of temperature with heating time at different
thicknesses of silicone rubber matrix thermal
protection coating

密度在 30~60 s、70~135 s 区间内保持不变,与之相对应,表面温度在 35~60 s、71~135 s 区间内随加热时间缓慢上升;综上所述可以发现表面温度的变化趋势与热流密度载荷变化趋势相吻合,且受热流条件的影响较大。比较 1 mm 厚度处的温度曲线和表面温度曲线可以看出,两者随加热时间的变化趋势较为相似;1 mm 处的温度在 28.6 s 时刻达到极大值 351.6 ℃,较表面温度最大值出现的时刻(24.1 s)有一定的滞后,说明硅橡胶基隔热涂层较好的隔热能力有效地减缓了热流的进入。比较典型位置处的温度曲线可以发现,距离加热面越远,温度值越低,且温度曲线受热流载荷变化影响的敏感性越小,即温度随加热时间缓慢增加。硅橡胶基隔热涂层具有良好的隔热性能,可以有效地降低到达背面的热流量,在中低热流环境下,可以确保隔热层背面温度不会超过仪器设备的工作温度范围。

图 11 为隔热结构样件背面温度随加热时间的变化曲线,图中分别给出了背面温度的模型计算值和实验测量值。加热过程前 20 s,由于热量尚未传递到背面,因此背面温度保持初始温度。随着加热过程的进行,背面温度逐渐升高,实验测量与模型计算获得的背面温度曲线吻合较好,变化趋势略有不同,背温实验曲线的斜率逐渐减小,曲线呈现上凸的形状;背温模拟曲线的斜率变化较小,曲线接近直线形状。加热过程结束时刻,样件背面温度为 153.2 ℃,而实验值为 151.4 ℃,两者仅相差 1.8 ℃,偏差仅为 1.2%。这进一步证明了本文热解/传导耦合模型具有较高的精度。

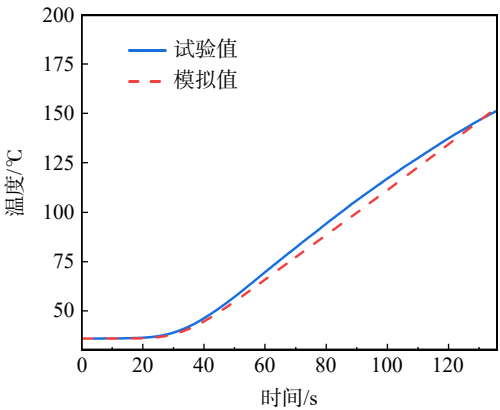


图 11 硅橡胶基隔热涂层样件背面温度-时间变化过程
Fig. 11 The curves of temperature at back surface versus
heating time of silicone rubber matrix thermal
protection coating specimen

5 结 论

本文利用热失重实验和石英灯辐射加热实验,阐明了硅橡胶基防热涂层极端热环境下的烧蚀机理,充分考虑热解反应、炭层形成与演化过程、热解气体扩散过程、质量引射效应引起的质量损失和能量耗散机理,发展了热解/传导耦合模型,预报了硅橡胶基防热涂层典型热工况下的烧蚀、传热特性。主要结论有:

1) 硅橡胶基涂层防热结构经历 136 s 中等热流环境考核,防热结构样件背面温度为 151.4 °C,质量烧蚀率为 0.28 g/s,证明涂层材料具有良好的防热、隔热性能。

2) 硅橡胶基防热涂层高温环境下表面出现炭化烧蚀与炭层局部粉化脱落现象,整体上保持平整。其主要烧蚀防热机理为:热分解反应以及热解气体在多孔炭层内的流动换热和质量引射效应。

3) 本文发展的热解/传导耦合模型具有良好的精度,质量烧蚀率的模型计算值与实验值的偏差为 7.1%,背面温度的模型计算值与实验测量值偏差仅为 1.2%。该模型可推广应用至其他裂解-阻塞型防热复合材料的烧蚀/热响应精细化预示。

参考文献:

- [1] 王飞,王秦阳,孙创,等.一种耐高温多层热防护结构的优化设计与性能[J].航空动力学报,2023,38(5):1075-1082.
WANG Fei, WANG Qinyang, SUN Chuang, et al. Optimization design and performance for multi-layer thermal protection structure at high temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1075-1082. (in Chinese)
- [2] 许巍,赵俊伟,袁本立,等.飞行器热防护与利用一体化系统实验与模拟[J].航空动力学报,2022,37(3):555-563.
XU Wei, ZHAO Junwei, YUAN Benli, et al. Experiment and simulation on aircraft thermal protection and utilization integrated system[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 555-563. (in Chinese)
- [3] POOVATHINGAL S, STERN E C, NOMPELIS I, et al. Nonequilibrium flow through porous thermal protection materials: Part II oxidation and pyrolysis[J]. Journal of Computational Physics, 2019, 380: 427-441.
- [4] UYANNA O, NAJAFI H. Thermal protection systems for space vehicles: a review on technology development, current challenges and future prospects[J]. Acta Astronautica, 2020, 176: 341-356.
- [5] 杨光,檀妹静,聂春生,等.平板空气舵干扰区烧蚀凹陷对热环境影响[J].航空动力学报,2021,36(6):1145-1155.
YANG Guang, TAN Meijiang, NIE Chunsheng, et al. Effect on heating environment of ablation recession in plate-rudder interaction region[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1145-1155. (in Chinese)
- [6] 查柏林,石易昂,王金山,等.固体火箭冲压发动机补燃室绝热层烧蚀试验方法[J].航空动力学报,2018,33(4):936-943.
ZHA Bailin, SHI Yiang, WANG Jinjin, et al. Ablation experimental method for insulation of secondary combustion chamber in solid ducted rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 936-943. (in Chinese)
- [7] 贺晨,苏岷,卢鹍,等.环氧有机硅韧性烧蚀防热涂层制备[J].表面技术,2018,47(5):167-171.
HE Chen, SU Huan, LU Wu, et al. Preparation of toughness ablation thermal protection coating of silicone modified epoxy[J]. Surface Technology, 2018, 47(5): 167-171. (in Chinese)
- [8] 邓代英,罗晓光,陈思员,等.二氧化碳介质气动加热环境下碳化热解类防热材料烧蚀机理分析[J].装备环境工程,2020,17(1):43-50.
DENG Daiying, LU Xiaoguang, CHEN Siyuan, et al. Impact of carbon dioxide aeroheating on the ablation performance of charring thermal protective materials[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(1): 43-50. (in Chinese)
- [9] 董一民.硅橡胶/酚醛类树脂耐高温隔热复合材料的制备及其性能研究[D].沈阳:东北大学,2017.
DONG Yimin. Study on the preparation of silicon rubber/phenolic resin thermal insulation composites and its properties[D]. Shenyang: Northeastern University, 2017. (in Chinese)
- [10] 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.
WU Xiaohong, LU Xiaolong, LI Tao, et al. A review of researches of light-weight ablators[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(4): 313-317. (in Chinese)
- [11] 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,2011,41(2):5-8.
WANG Chunming, LIANG Xin, SUN Baogang, et al. Application of low density ablative material on Shenzhou spacecraft[J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, 41(2): 5-8. (in Chinese)
- [12] 冯志海,师建军,孔磊,等.航天飞行器热防护系统低密度烧蚀防热材料研究进展[J].材料工程,2020,48(8):14-24.
FENG Zhihai, SHI Jianjun, KONG Lei, et al. Research progress in low-density ablative materials for thermal protection system of aerospace flight vehicles[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(8): 14-24. (in Chinese)
- [13] SULLIVAN J, KOBAYASHI W. Spallation modeling in the charring material thermal response and ablation (CMA) computer program[R]. AIAA1987-1516, 1987.
- [14] XIAO Jie, DAS O, MENSAH R A, et al. Ablation behavior studies of charring materials with different thickness and heat flux intensity[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2021, 23: 100814.
- [15] EWING M E, LAKER T S, WALKER D T. Numerical modeling of ablation heat transfer[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2013, 27(4): 615-632.
- [16] BERSBACH C J, EVANS J, ALKANDRY H, et al. Ablative thermal response numerical modeling under arcjet test conditions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2022, 36(3): 627-636.
- [17] COOPER J M, MARTIN A. A novel engineering methodology for decoupled aerothermal analysis of hypersonic atmospheric entry[R]. AIAA2021-3147, 2021.
- [18] EWING M E, ISAAC D A, DEWEY H H, et al. Multidimensional modeling of ablation heat transfer[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2023, 37(1): 104-118.
- [19] CHEN Y K, STERN E C, AGRAWAL P. Thermal ablation simulations of quartz materials[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019,

- 56(3): 865-874.
- [20] MENG Songhe, ZHOU Yinjia, XIE Weihua, et al. Multiphysics coupled fluid/thermal/ablation simulation of carbon/carbon composites[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(5): 930-935.
- [21] 严旭, 王洪波, 范新中, 等. 航天飞行器防热涂层烧蚀行为及机理研究[J]. *航天器环境工程*, 2020, 37(4): 369-376.
YAN Xu, WANG Hongbo, FAN Xinzong, et al. The ablation behavior and mechanism of thermal protective coatings used for aerospace vehicles[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2020, 37(4): 369-376. (in Chinese)
- [22] 严旭, 王洪波, 范新中, 等. 硅橡胶基防热涂层动态烧蚀行为及机理研究[J]. *宇航学报*, 2020, 41(5): 617-623.
YAN Xu, WANG Hongbo, FAN Xinzong, et al. Study on dynamic ablative behavior and mechanism of silicone rubber based thermal protective coating[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(5): 617-623. (in Chinese)
- [23] 郭瑾, 黄海明. 热解气体燃烧对炭化复合材料烧蚀热响应影响规律[J]. *中国空间科学技术*, 2020, 40(6): 41-47.
GUO Jin, HUANG Haiming. Effect of pyrolysis gases combustion on surface ablation of charring material[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2020, 40(6): 41-47. (in Chinese)
- [24] 王湘阳, 年永乐, 刘娜, 等. 考虑C-SiO₂反应的新型硅基材料烧蚀分析模型[J]. *化工学报*, 2021, 72(6): 3270-3277.
WANG Xiangyang, NIAN Yongle, LIU Na, et al. Novel ablation model of silica-reinforced composites considering C-SiO₂ reaction[J]. *CIESC Journal*, 2021, 72(6): 3270-3277. (in Chinese)
- [25] 王湘阳. 炭化材料烧蚀机理与热导率预测方法研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2021.
WANG Xiangyang. Study on ablation mechanism and thermal conductivity inversion of charring material[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2021. (in Chinese)
- [26] 时圣波. 高硅氧/酚醛复合材料的烧蚀机理及热—力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
SHI Shengbo. Ablation mechanism and thermo-mechanical behavior of silica/phenolic composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [27] 雷宝. 飞行器大面积部位轻质硅橡胶基防热涂层设计及烧蚀行为[D]. 西安: 西北工业大学, 2021.
LEI Bao. Design and ablative behavior of lightweight silicone rubber based thermal protection coating for large area of space vehicles[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)