

固体火箭冲压发动机补燃室绝热层 烧蚀试验方法

查柏林, 石易昂, 王金山, 马云腾
(火箭军工程大学 动力工程系, 西安 710025)

摘 要: 基于自主研发的氧-煤油烧蚀试验系统,发展了一种用于固体火箭冲压发动机补燃室热结构及材料烧蚀研究的试验方法。采用该方法开展了某型室温硫化硅橡胶基绝热材料的烧蚀试验,试验分别在含氧化铝粒子侵蚀和无粒子侵蚀条件下进行,并根据 SEM 图对比分析了粒子对材料表面微观形貌的侵蚀效应。结果表明:无粒子侵蚀条件下的试样经烧蚀后膨胀并分层,其平均线烧蚀率为 -0.025 mm/s ;而粒子侵蚀条件下的试样平均线烧蚀率为 1.901 mm/s ,试样中心区域的陶瓷层被粒子完全破坏,只留下极薄的热解层和裸露的碳纤维端部,碳纤维周围的基体主胶、颗粒填料及芳纶纤维均被高速焰流氧化剥离,充分说明粒子对绝热层材料的强剥蚀破坏效应;同时也验证了该方法能较好地模拟固冲发动机补燃室内的烧蚀热环境,可用于材料配方的筛选和耐烧蚀性能测试。

关 键 词: 硅橡胶; 烧蚀试验方法; 烧蚀率; 微观形貌; 粒子侵蚀试验

中图分类号: V285 **文献标志码:** A

Ablation experimental method for insulation of secondary combustion chamber in solid ducted rocket

ZHA Bailin, SHI Yiang, WANG Jinjin, MA Yunteng
(Department of Power Engineering,
Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: Self-designed oxygen-kerosene ablation system was employed to propose an ablation test method for testing the ablation property of the thermal structure and material of secondary combustion chamber in solid ducted rocket (SDR). Particle-free erosion and alumina particle erosion tests were performed on the silicone rubber insulation by using this method to analyze the erosion of particles on the surface micro-morphology of the silicone rubber material. Experiment results revealed that the samples without particle erosion swelled and delaminated after ablation, whose mean linear ablation rate was -0.025 mm/s ; the mean linear ablation rate of the samples with particle erosion was 1.901 mm/s , the ceramic layer in center of samples was destroyed by particle absolutely, only the ultrathin pyrolytic layer and the head of carbon fiber (CF) were left, while the rubber matrix, particle fillers and aramid fiber (AF) around CF were oxidized and stripped by high speed flame flow, then the intense erosion damage effect of particle on insulation had been proved. The research shows that the method can simulate the ablation thermal condition of secondary

combustion chamber in SDR, meanwhile, this method can also be applied to selection of insulation formula and ablation performance test of insulating materials.

Key words: silicone rubber; ablation test method; ablation rates; micro-morphology; particle erosion tests

固体火箭冲压发动机补燃室在工作时要长时间经历高温富氧两相流燃气的冲刷,补燃室绝热层的可靠性是整台冲压发动机的关键指标之一。而绝热层材料的烧蚀性能受其所处的烧蚀氛围、加工工艺、材料基体理化特性等因素的耦合影响,无法单纯从理论上研究其烧蚀行为,故需进行模拟烧蚀试验来考核其烧蚀性能。

国内外针对绝热层材料的烧蚀性能进行了大量的模拟试验研究^[1-3],目前对绝热层材料考核方法主要分为两类:一是提供与真实烧蚀环境接近的定强度热流,测试绝热层材料在该已知热环境下的烧蚀性能,如氧-乙炔火焰烧蚀法、等离子烧蚀法等,这种方法提供的射流环境与真实环境相差较大,不能兼顾温度、速度、压力等对材料烧蚀率影响较大的因素;二是采用模拟烧蚀试验发动机进行缩比试验,根据所研究绝热层材料的工作环境特性,建立相应的模拟烧蚀试验系统,但受固冲补燃室工作时低压、高富氧烧蚀环境的限制,在模拟固冲发动机补燃室烧蚀环境方面还存在一定的缺陷^[4-5],同时缩比模型制作复杂,大大提高了试验成本。因此,急需发展一种能够模拟富氧环境,既经济又简便的试验方法^[6],作为固冲发动机补燃室绝热层材料的考核新手段。

1 试验方法

1.1 模拟试验原理

本模拟烧蚀试验方法通过气氧-煤油燃气发

生器产生参数可调的燃气,并在射流中注入粒子,形成与实际固冲发动机补燃室内焰流参数相近的气固两相流,将燃气以一定角度冲烧至试样表面,以此来模拟实际补燃室内的烧蚀/侵蚀过程^[6]。同时测量试验前后试样的厚度及质量变化,计算材料的线烧蚀率及质量烧蚀率用以评估材料的烧蚀/侵蚀性能。

影响补燃室内绝热层材料烧蚀特性的因素主要包括燃气的富氧度、粒子质量分数、压强、速度和温度等^[7]。通过对氧气和煤油流量比的控制来实现燃气富氧度的调节;并通过控制送粉量来改变燃气中粒子质量分数的大小;采用协同控制试样烧蚀距离(试样与喷管出口距离)和燃气总质量流量的方法来实现烧蚀温度,压强及速度的调节。

1.2 烧蚀试验系统

图 1 为整套试验系统的总体设计方案。该系统主要由燃气发生器、烧蚀台数控系统、控制系统、粒子输送系统和水冷系统五大部分组成。

图 1 中燃气发生器是本系统的核心部件,煤油经过雾化喷嘴后进入燃烧室,与氧气进行混合并燃烧形成高温燃气,然后通过 Laval 喷管进行加速;与此同时,粒子在高压载气的驱动下从 Laval 喷管段后部的低压区径向掺入焰流,然后经火焰加速加热融化后喷出,最终在燃气喷管出口处得到试验所需的气固两相流燃气,关闭粒子输送系统即可实现无粒子冲刷烧蚀。

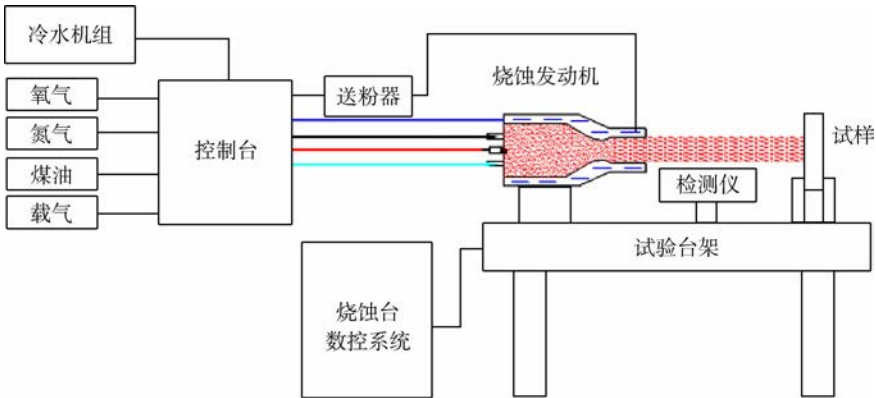


图 1 试验系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of the experiment system

整个烧蚀过程的流程控制和参数控制集中于控制台中,利用流量控制器对系统中各类气体的流量参数进行采集调节,同时煤油流量在可调泵的驱动下按照设定速率送至发动机雾化喷嘴口;转盘式送粉器和高压载气气源共同组成粒子输送系统,在高压载气的驱动下,送粉器粉斗内的粒子粉末经发动机的送粉口掺入燃气中;水冷系统循环向烧蚀发动机输送冷却水,以此来防止发动机内壁面因高温而受损。

试验时将尺寸为 50 mm×50 mm×10 mm 的标准试样块^[8]通过螺钉固定在试样夹的方槽内,试样架共可放置 7 个试样夹,本文利用其中 3 个工位进行试验,具体安装示意图见图 2。通过烧蚀台数控系统控制电机带动试样架进行左右移动,实现在各个工位之间的切换。



图 2 试样安装图
Fig. 2 Installation diagram of samples

1.3 试验参数确定

根据本系统实际要求并结合某型固冲发动机补燃室特性参数^[9-10],经初步等效研究后,设定烧蚀系统氧气体积流量为 338 L/min,煤油质量流量为 0.146 kg/min,控制燃烧室压强为 0.27 MPa。同时为使烧蚀条件更接近实际补燃室内的热环境,通过金属熔点法确定最终烧蚀距离。具体操作为将钨丝(熔点为 2125 K)和铁丝(熔点为 1808 K)等细金属丝放入射流中心点,由低温区向高温区缓慢移动,直至丝材尖端熔化为止,并将此位置的温度确定为所用丝材的熔点温度。经熔点法实验和初步仿真计算后,最终将烧蚀距离定为 80 mm,该位置中心温度大约为 2000 K。

利用芬兰 Oseir 公司生产的 SprayWatch 粒子测速仪(如图 3 所示)测量掺混于焰流中的氧化铝粒子速度,以间接表征燃气流速,结果表明:在选定条件下,测得射流中大部分粒子的速度约为 190 m/s。由于粒子加速距离短,其速度小于燃气流速,根据颗粒运动公式^[11]

$$\frac{du_p}{d\tau} = F_d(u - u_p) + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x \quad (1)$$

$$F_d = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} \cdot \frac{C_d Re}{24} = \frac{18\mu}{\rho_d d_p^2} \cdot \frac{C_d}{24} \cdot \frac{\rho d_p |u_p - u|}{\mu} \quad (2)$$

式中 $F_d(u - u_p)$ 为单位颗粒质量的拽力; $g_x(\rho_p - \rho)/\rho_p$ 为单位颗粒质量的重力; F_x 为作用在单位颗粒质量上的其他体积力; u 为气相速度; u_p 为颗粒相速度; μ 为气相的动力黏度; ρ_p 为颗粒的密度; d_p 为颗粒的粒径; C_d 为拽力系数; Re 为相对雷诺数(颗粒雷诺数);其中,重力和其他体积力部分可忽略不计。



图 3 SprayWatch 粒子测速仪
Fig. 3 SprayWatch particle image velocimetry

经初步估算得到的气相速度 u 为 460 m/s。综上所述,选定条件下达到试样表面的射流温度约为 2000 K,速度约为 460 m/s,能够模拟绝热层材料烧蚀的实际情况。具体的参数设置情况如表 1 所示。

根据文献[12],在所有影响烧蚀结果的因素中,粒子质量分数(粒子在总射流中所占质量百分数)参数对烧蚀结果影响较大,故最终从粒子质量分数出发设定模拟烧蚀试验方案以验证本试验方法的可行性。结合试验系统实际情况和某型固冲发动机的工作参数,最终在 0% 和 6% 的粒子质量分数条件下进行模拟富氧环境烧蚀试验,每组采用 3 块试样,试验后取 3 块试样烧蚀率的均值作为该组试验的最终烧蚀率。又经测试试验后发现含铝烧蚀 20 s 时试样被烧穿,故将 B 组烧蚀时间调整为 3 s。具体试验方案如表 2 所示。

表 1 系统参数设置	
Table 1 Parameters of the experiment system	
参数	数值
氧气体积流量/(L/min)	338
煤油质量流量/(kg/min)	0.146
烧蚀距离/mm	80
烧蚀角度/(°)	45
燃烧室压力/MPa	0.27

表 2 烧蚀试验方案

Table 2 Program of ablation test

参数	试样编号					
	A1	A2	A3	B1	B2	B3
富氧度/%	5			5		
粒子质量分数/%	0			6		
烧蚀时间/s	20			3		

1.4 试验材料

硅橡胶基复合材料是近年来用于补燃室热防护的热门材料,本文选用硅橡胶基复合材料对提出的烧蚀试验方法进行可行性验证。材料配方如表 3 所示。将基胶及各种填料预混合浸润 4 h 以上,再用高速分散均质机分散 0.5 h,搅拌均匀,排泡后用模具压制成片,最终在表面贴覆高硅氧纤维布制成成品^[13-14]。其密度约为 1.61 g/cm³。

射流中注入的氧化铝粉末经烧结破碎法制得,粒径为 15~45 μm,纯度高于 99.4%。图 4 为所用氧化铝粉末微观形貌,粉末粒度均匀,并呈

表 3 硅橡胶绝热材料配方

Table 3 Formula of silicon rubber insulation

	成分	质量分数/%
基胶	聚二甲基硅氧烷	23.81
	聚甲基乙烯基硅氧烷	23.81
	碳化硅	24.76
填料	二氧化碳	17.14
	聚磷酸铵	4.76
	蒙脱土	2.38
	碳纤维	2.38
	芳纶纤维	0.48
	硼化锆	0.48

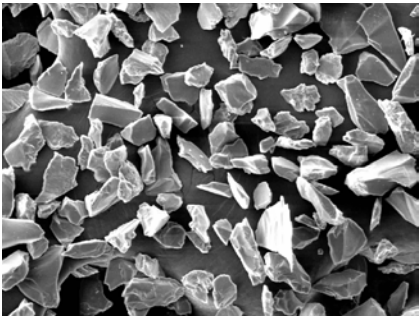


图 4 Al₂O₃ 粉末 SEM 图

Fig. 4 SEM images of the alumina powder

不规则多角状。

2 试验结果分析

2.1 烧蚀率及宏观烧蚀形貌分析

试验前后,用千分尺和深度尺(精度为 0.01 mm)测量试样的原始厚度和烧蚀坑深度,使用电子天平(精度为 0.001 g)测量试样烧蚀前后质量,经计算后得到最终烧蚀率结果如表 4 所示。

表 4 绝热层材料烧蚀率

Table 4 Ablation rates of the insulation

参数	试验组	
	A	B
平均线烧蚀率/(mm/s)	-0.025	1.901
平均质量烧蚀率/(g/s)	0.0099	1.2542

图 5(a)为试样烧蚀前完整形貌。图 5(b)为 A3 试样经纯气相烧蚀后的宏观剖面形貌。A3 试样完整,较烧蚀前厚度略有增加,表面覆有一层黑褐色粗糙陶瓷层,且陶瓷层和基体之间分层界面明显。图 5(c)为 B2 试样经两相流燃气烧蚀后的宏观形貌图,试样中心留有黄褐色烧蚀坑,仅在试样角落处留有部分陶瓷层结构。

射流中凝相粒子对材料的烧蚀影响较大,且前期研究表明,氧化铝粒子熔点高,在燃气中无法充分熔化,形成的冷硬粒子,对材料的剥蚀效应过大,故试验结束后仅在试样的左上角和右上角观察到残余的陶瓷层,烧蚀坑内以及附近区域的陶瓷层结构被焰流破坏殆尽,露出高温氧化热解后的黄褐色基体,并且可以在试样表面观察到露出的部分黑色纤维束。

2.2 微观烧蚀形貌分析

为探究硅橡胶绝热材料的烧蚀机理,基于扫描电镜(scanning electron microscope, SEM)和能谱仪(energy dispersive spectrometer, EDS)进一步分析了试样烧蚀前后不同特征形貌处的微观形貌及物质组成。

2.2.1 纯气相烧蚀后试样微观形貌分析

图 6 为试样 A3 在不同放大倍数下的陶瓷层及热解层形貌图。图 6(a)中可以清楚观察到烧蚀区域的分层现象。图 6(b)和图 6(c)分别为陶瓷层和热解层的局部放大图,其中陶瓷层和热解层的结构特征明显,陶瓷层结构致密^[15],对底层部分能起到较好的保护作用,同时热量穿过陶瓷

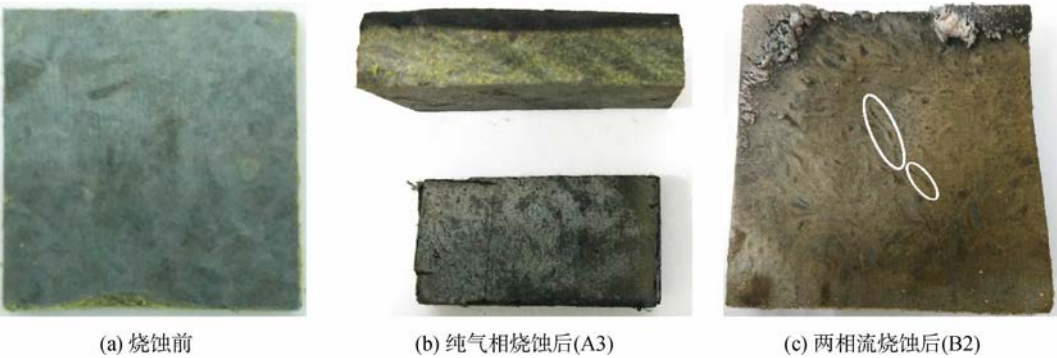


图 5 试样烧蚀前后形貌图

Fig. 5 Samples morphology before and after ablation

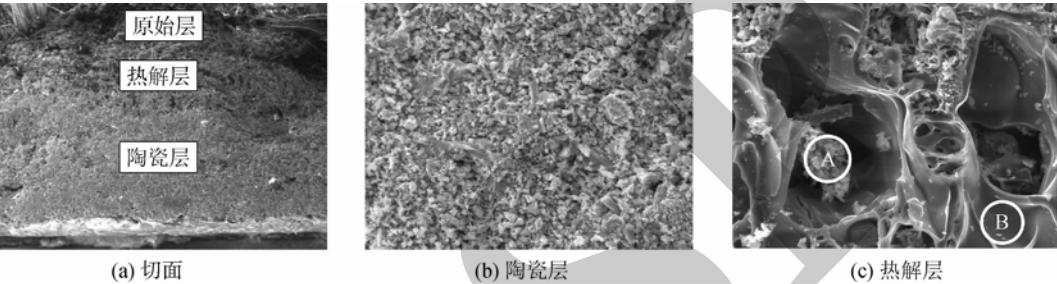


图 6 不同结构层微观形貌

Fig. 6 Micro-morphology of different structural layers

层后向内传递,内部高分子材料发生热解反应,生成大量气体,造成材料内部较大的内压,随着气体的外溢,形成热解层特有的孔洞现象^[16]。对图 6(b)的全部区域及图 6(c)中的 A、B 区进行 EDS 分析,得到表 5 所示结果(表中的原子百分比,即为该原子的原子数量与总原子数量之比),从中可知陶瓷层的主要元素为 C、Si、O,推断其主要成分为未熔融的 SiO₂ 并夹杂有少量未被热解氧化的 SiC,以颗粒状密布于试样表面。热解层中的物质主要为 SiO₂,一部分作为孔洞壁面以熔融态形式存在,一部分以颗粒状态依附于孔洞壁面,随着高分子材料热解后释放大 量 气 体,致 使 材 料 发 生 膨 胀,且膨胀过程得不到有效抑制,故最终得到的线烧蚀率为负值。陶瓷层有效阻挡了纯气相射流的冲刷破坏,热解层的热解过程带走了大量的热量,两者共同确保了底层基体材料的可靠性。

图 7 为反应层之下基体部分的 SEM 图,其中纤维丝和颗粒状填料清晰可见,与烧蚀前形貌相同,且元素分析结果表明各原子百分数相比于烧蚀前基本无变化,说明该区域的材料基本未参与反应,材料的物化性能完好,进一步证实了该材料的有效绝热性能。

表 5 陶瓷层及热解层原子百分比

Table 5 Atomic percentage of the ceramic layer and pyrolytic layer

元素	原子百分比/%		
	陶瓷层	热解层(A 区)	热解层(B 区)
C	6.17	8.51	5.13
O	51.95	66.44	74.37
Si	37.88	24.61	20.50
其他	4.00	0.44	

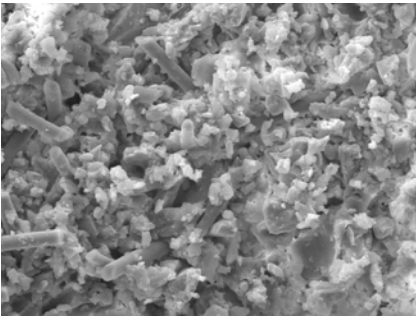


图 7 基体层微观形貌

Fig. 7 Micro-morphology of matrix

2.2.2 两相流燃气烧蚀后试样微观形貌分析

添加粒子后试样的宏观烧蚀形貌发生了较大变化,选取 B2 试样进行分析。试样左上角、右上角残留有部分陶瓷层,材料中心区域产生烧蚀坑,选取这些特征区域作为观察对象,同时考虑到残留的陶瓷层较薄较脆,不对试样进行剖切分析。

试样角落处陶瓷层的微观形貌见图 8。表 6 为对应的元素面分析结果。试样经含氧化铝粒子的焰流烧蚀后产生了晶状物质,结晶状物质分散,且有一定程度的破碎,体积小^[17]。结合表 6 可知,陶瓷层表面的物质大部分为 SiO₂,由于粒子的强侵蚀作用,少量氧化铝嵌入并残留于陶瓷层的沟槽中。由于烧蚀温度高于 SiO₂ 的相变温度,在材料表面析出了大量的 SiO₂ 晶状物,在粒子的冲刷作用下这些物质被逐渐打碎,形成分散的颗粒状形貌^[18]。

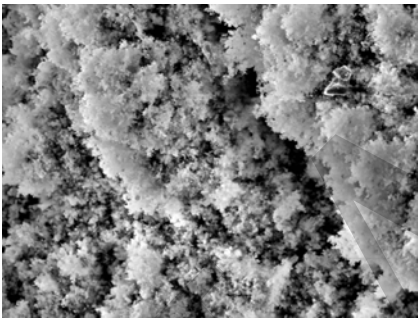


图 8 陶瓷层微观形貌图

Fig. 8 Micro-morphology of ceramic layer

表 6 陶瓷层原子百分比

Table 6 Atomic percentage of the ceramic layer

元素	C	O	Si	Al
原子百分比/%	0.55	68.62	29.89	0.52

图 9 为试样烧蚀中心的 SEM 图,在烧蚀中心可观察到裸露的纤维丝,根据粗细可判断其为碳纤维。由于碳纤维熔点高,耐烧蚀性能好,而周围基体在射流环境中逐渐被破坏、剥离,基体烧蚀退移快于纤维烧蚀退移,最终出现露头现象。在整个烧蚀面上未发现芳纶纤维,说明碳纤维的耐高温耐冲刷程度要明显优于芳纶纤维^[19]。又由于氧化组分的扩散造成质量分数梯度,碳纤维顶端的氧化能力大于底部,导致碳纤维形成了端部大根部细的独特烧蚀形貌。在所加粒子的强烈机械剥蚀效应作用下,大部分绝热层材料在完全热解、炭化前就被剥蚀,大大加快了材料的后退速

率,且强剥蚀效应最终导致未在烧蚀中心区域残留陶瓷层。烧蚀表面孔隙结构如图 10 所示,其中图 10(a)和图 10(b)中孔隙率结果分别为 8.2% 和 26%,比较可知:材料表层在所加粒子的冲刷碰撞下产生大量的沟壑和嵌槽,而这些区域将成为烧蚀的薄弱区。

表 7 为试样中心区域对应的全域元素分析结果,对比表 6 可知,中心区域的 C 和 Al 元素的原子百分数有所增加,这是由于中心受到的粒子侵蚀作用更强,渗入材料表面氧化铝粒子更多,引起了 Al 原子的增加,同时由于烧蚀中心的强冲刷效应将中心陶瓷层破坏,致使一层未彻底炭化的热解层残留于试样中心处,其氧化和热解程度均不及角落处的陶瓷层,故中心区域 C 元素的原子百分数较高。

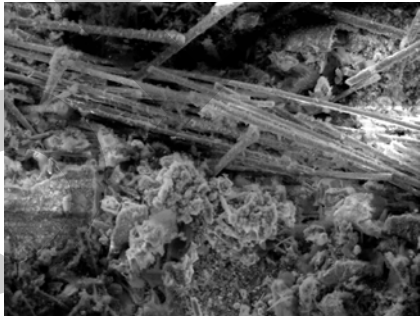
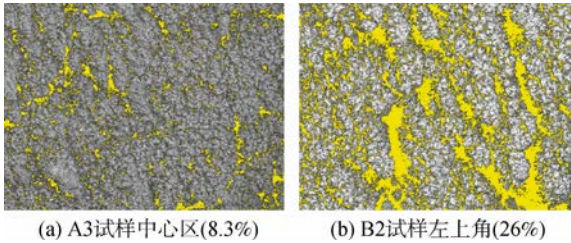


图 9 试样中心微观形貌图

Fig. 9 Micro-morphology of central zone



(a) A3试样中心区(8.3%) (b) B2试样左上角(26%)

图 10 陶瓷层孔隙率图

Fig. 10 Porosity figure of ceramic layer

表 7 中心区域原子百分比

Table 7 Atomic percentage of the central zone

元素	C	O	Si	Al
原子百分比/%	3.37	67.73	27.59	1.30

3 结 论

1) 本文利用自主研发的氧-煤油模拟烧蚀试

验系统,提出一种补燃室结构材料模拟等效烧蚀方法,并以某型号固体火箭冲压发动机补燃室实际工作参数为基础,基于硅橡胶基复合材料初步验证了该模拟烧蚀方法的可行性,且具有较好的模拟性和经济性。

2) 成功在粒子质量分数为 0% 和 6% 的富氧条件下对某型室温硫化硅橡胶基绝热材料进行了模拟烧蚀对比试验。无粒子侵蚀条件下的试样经烧蚀后膨胀并分层,其平均线烧蚀率为 -0.025 mm/s ;而粒子侵蚀条件下的试样平均线烧蚀率为 1.901 mm/s ,试样中心区域的陶瓷层被粒子完全破坏,只留下极薄的热解层和裸露的碳纤维端部,碳纤维周围的基体主胶、颗粒填料及芳纶纤维均被高速焰流氧化剥离,充分说明粒子对绝热层材料的强剥蚀破坏效应。

3) 所建立的氧煤油模拟烧蚀试验系统能够较为全面地模拟固冲发动机补燃室内的烧蚀热环境,对烧蚀焰流中的富氧度、粒子质量分数、压强、速度和温度等主要因素均能进行有效调节。利用该试验系统可在不同燃气氛围下开展各类绝热层材料配方筛选和耐烧蚀性能测试。

参考文献:

- [1] 王磊,何国强,李江,等. C/C 组合喉衬烧蚀试验方法及微观形貌对比[J]. 固体火箭技术,2012,35(2):253-257.
WANG Lei, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Ablation test method of C/C combination throat insert and comparative of micromorphology[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(2): 253-257. (in Chinese)
- [2] 姜永春,余晓京,何国强,等. 富氧环境模拟绝热层烧蚀试验方法[J]. 固体火箭技术,2006,29(3):229-231.
LOU Yongchun, YU Xiaojing, HE Guoqiang, et al. A simulation experimental method for insulation ablation under oxygen rich condition[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(3): 229-231. (in Chinese)
- [3] LEE T H. Experimental study of the surface regression rate to the heat transfer[R]. AIAA 98-257, 1998.
- [4] 李岩芳,陈林泉,严利民,等. 固体火箭冲压发动机补燃室绝热层烧蚀试验研究[J]. 固体火箭技术,2003,26(4):68-74.
LI Yanfang, CHEN Linqun, YAN Limin, et al. Erosion test of the insulation in the ramjet combustor of solid ducted rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(4): 68-74. (in Chinese)
- [5] 陈步学,毛根旺,李进贤,等. 固体火箭冲压发动机地面试验装置及测控系统[J]. 固体火箭技术,2001,24(4):69-71.
CHEN Buxue, MAO Genwang, LI Jinxian, et al. Ground test equipment and measurement-control system of solid

- rocket-ramjet engines[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(4): 69-71. (in Chinese)
- [6] 王宁,刘昶秀,魏志军. 固体燃料超燃冲压发动机燃速研究进展[J]. 航空动力学报,2014,29(3):728-736.
WANG Ning, LIU Changxiu, WEI Zhijun. Review of research on solid fuel regression rate of scramjet combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 728-736. (in Chinese)
- [7] 杨栋. 硅橡胶基绝热材料及其热化学烧蚀机理研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2013.
YANG Dong. Silicone rubber based insulation material and its thermochemical ablation mechanism [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [8] 国防科学技术工业委员会. 烧蚀材料烧蚀试验方法: GJB 323A-96[S]. 北京:中国标准出版社,1996.
- [9] 夏智勋,胡建新,王志吉,等. 非壅塞固体火箭冲压发动机二次燃烧试验研究[J]. 航空动力学报,2004,19(5):713-717.
XIA Zhixun, HU Jianxin, WANG Zhiji, et al. Experimental investigation on secondary combustion in unchoked ducted rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 713-717. (in Chinese)
- [10] 蒋勃,张若凌,杨样,等. 超燃冲压发动机典型部件热防护[J]. 航空动力学报,2013,28(9):1922-1926.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, YANG Yang, et al. Thermal protection of scramjet typical components[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 1922-1926. (in Chinese)
- [11] 许超. 补燃室结构对冲压发动机二次燃烧影响研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
XU Chao. Influence of after-burning chamber configuration on the secondary combustion of ramjet[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [12] 刘洋,何国强,李江,等. 强冲蚀条件下 SRM 绝热层烧蚀特性实验分析[J]. 西北工业大学学报,2005,23(6):746-749.
LIU Yang, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Experimental analysis of characteristic of SRM insulator eroded by highly concentrated particles [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(6): 746-749. (in Chinese)
- [13] 张艳,陈国辉,王吉贵. 用于冲压发动机补燃室热防护的硅橡胶绝热层研究[J]. 火炸药学报,2007,30(3):65-68.
ZHANG Yan, CHEN Guohui, WANG Jigui. Study on thermal protection of silicon rubber insulation used in the ramjet afterburner[J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 2007, 30(3): 65-68. (in Chinese)
- [14] 胡小武,干效东,杨时敏,等. 硅橡胶热防护材料的研究进展[J]. 有机硅材料,2009,23(2):118-121.
HU Xiaowu, GAN Xiaodong, YANG Shimin, et al. Research advance of the silicone rubber used for insulator [J]. Silicone Material, 2009, 23(2): 118-121. (in Chinese)
- [15] KIM E S, LEE T H, SHIN S H, et al. Effect of incorpora-

tion of carbon fiber and silicon carbide powder into silicone rubber on the ablation and mechanical properties of the silicone rubber-based ablation material[J]. Journal of Applied Polymer Science,2011,120(2):831-838.

[16] YU Lin, ZHOU Shengtai, ZOU Huawei, et al. Thermal stability and ablation properties study of aluminum silicate ceramic fiber and acicular wollastonite filled silicone rubber composite[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2014, 131(1):1-15.

[17] YANG Dong, ZHANG Wei, JIANG Benzheng. Ceramiza- tion and oxidation behaviors of silicone rubber ablative composite under oxyacetylene flame[J]. Ceramics International, 2013, 39(2):1575-1581.

[18] KIM E S, KIM E J, SHIN J H, et al. Thermal stability and ablation properties of silicone rubber composites[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2008, 110(2):1263-1270.

[19] ZHOU Cheng, YU Lin, LUO Wei, et al. Ablation properties of aluminum silicate ceramic fibers and calcium carbonate filled silicone rubber composites[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2015, 132(11):41619. 1-41619. 8.

(编辑:叶 青)