

# 新型耐烧蚀涂层防隔热性能

钱 蕴 张利军 李兴刚 胡润芝 寇朝辉

(西安航天化学动力厂,西安 710025)

**文 摘** 介绍了一种新型发动机用外隔热材料,该隔热材料在短时间高热流的条件下,通过电弧风洞试验考核,试样的背壁温度可降低至144℃,相较于无涂层试样,背温的降温幅度高于300℃。0.5 mm厚涂层与0.8 mm厚涂层相比,试样背温并无明显优势。且室温固化涂层比高温固化涂层试样背壁温度低30℃,均低于234℃,均满足设计指标要求的背壁温度低于350℃的使用需求。

**关键词** 隔热材料,烧蚀,风洞

中图分类号:TQ637.6

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.03.019

## Thermal Protection Properties of An Innovative Ablation-Resistant Coating

QIAN Yun ZHANG Lijun LI Xinggang HU Runzhi KOU Zhaohui

(Xi'an Aerospace Chemical propulsion Factory, Xi'an 710025)

**Abstract** This paper presents an innovative thermal protection coating material for solid rocket motors, that was subjected to high heat flux in a short time for arc-heated wind tunnel test. It is observed that the back surface of the coated samples with thermal protection coating can be cooled to 144℃ with a drop of 300℃ at least in comparison with that of the uncoated samples. The results showed that the back temperature of the samples with 0.5 mm coating was little superior to that in the case of 0.8 mm coating. Moreover, the back temperature of the coated samples cured at room temperature with a drop of 30℃ by contrast with that of the samples cured at high temperature, and the samples in both cases have the back temperature below 234℃ in accordance with the design value of less than 350℃.

**Key words** Thermal protection material, Ablation, Wind tunnel

### 0 引言

随着高性能飞行器飞行速度的不断提高,作为弹体结构件和保证发动机正常工作的发动机壳体承受的热环境日趋恶劣,主要表现为热流密度加大,气动冲刷严重,对发动机壳体外隔热涂层提出了更高的要求。外隔热涂层不仅要能够承受最大马赫数为9左右的飞行速度对其表面的强烈冲刷,而且还需要承受由于气动加热而引起的上千度高温,同时,在发动机较长时间的工作过程中外隔热涂层还需具有良好的隔热性能,以保证发动机在主动段和被动段可靠工作<sup>[1-2]</sup>。

本文介绍的外隔热涂层,采用室温固化高强度硅

橡胶为基体材料,通过加入耐烧蚀和隔热等填料达到涂层材料在发动机飞行过程中的抗烧蚀作用。本文针对某战术火箭发动机的模拟飞行热流条件,考核了耐烧蚀外隔热涂层材料在短时间高热流条件下的防隔热性能,并针对不同厚度的涂层和不同固化温度的涂层的防隔热性能进行对比。

### 1 实验

#### 1.1 试验材料

试验使用的以室温固化硅橡胶为基体的涂层TI552的基本性能见表1。

表1 耐烧蚀隔热涂层基本性能

Tab.1 Basic characteristics of ablation-resistant thermal protection coating

测试	密度 /g·cm <sup>-3</sup>	拉伸强度 /MPa	延伸率 /%	剪切强度/MPa (钢/钢)	扯离强度 /MPa	界面 附着力	热导率 /W·(m·K) <sup>-1</sup>	线胀系数 /K <sup>-1</sup>	比热容 /kJ·(kg·K) <sup>-1</sup>	Shore A 硬度
标准	QJ917A —1997	Q/Gz371 —1997	Q/Gz371 —1997	GB7124 —86	Q/G173 —2008	QJ990.14 —86	GB/T 10295 —1988	GB/T 10295 —1988	GJB330A —2000	GB/T531.1 —2008
实测	1.14 ~ 1.23	2.50 ~ 3.00	120 ~ 160	2.00 ~ 2.45	2.10 ~ 2.56	涂层无脱落和 开裂现象	0.28 ~ 0.30	1.74×10 <sup>-4</sup>	1.50 ~ 1.70	60 ~ 78

收稿日期:2014-02-07

作者简介:钱蕴,1984年出生,工程师,主要从事固体火箭发动机外隔热材料研究。E-mail:qianyunliluo@163.com

## 1.2 试样制备

试样尺寸及涂层厚度:

- (1) 无涂层试样尺寸为 100 mm×100 mm×2 mm;
- (2) 0.5 mm 厚涂层试样尺寸为 100 mm×100 mm×2 mm, 表面喷涂(0.5±0.05) mm 厚 TI552 耐热涂层;
- (3) 0.8 mm 厚涂层试样尺寸为 100 mm×100 mm×2 mm, 表面喷涂(0.8±0.05) mm 厚 TI552 耐热涂层;
- (4) 0.5 mm 厚涂层试样尺寸为 100 mm×100 mm×2 mm, 表面喷涂(0.5±0.05) mm 厚耐热涂层, 涂层中温固化后在试样中心位置制造 2 mm×2 mm×0.5 mm 的缺陷进行修补。

试样的编号及涂层厚度见表 2。

表 2 试样基本参数

Tab. 2 Basic parameters of different samples

试样编号	试样涂层厚度/mm
1-1	0(无涂层试样)
2-1	0.5(中温固化)
2-2	
2-3	
2-4	
3-1	0.8(中温固化)
3-2	
4-1	0.5(修补涂层)
4-2	

## 1.3 试验方法

采用电弧风洞考核方法对试样进行耐热性能考核, 测试条件见表 3。

表 3 电弧风洞试验热流条件

Tab. 3 Heat flux for arc-heated wind tunnel test

加热时间/s	热流/kW·m <sup>-2</sup>
6	290
4	1000
10	290

每张试样背面分布五个测温点, 其中试样正中间一个测温点, 上下各两个测温点(图 1)。

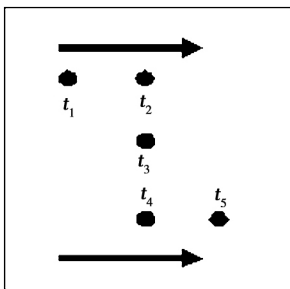


图 1 风洞试样测温点示意图

Fig. 1 Schematic diagram of measuring points on coated samples for wind tunnel test

图中箭头方向表示风洞过程中的热流方向。

## 2 结果与讨论

### 2.1 不同厚度耐热涂层的隔热性能

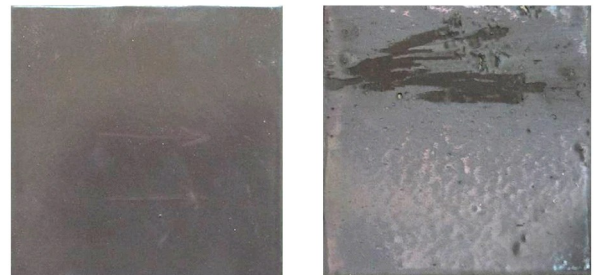
试样喷涂不同厚度的涂层进行电弧风洞试验考核, 表 4 为试样不同测点的背壁温度和质量烧蚀率。图 2 为 0.5 mm 厚涂层风洞试验前后照片, 风洞试验后试样表面有部分剥蚀, 表面颜色变浅, 涂层表面的质量烧蚀率低于 0.1, 相对于无涂层试样, 0.5 mm 厚涂层降温幅度达到 300℃。图 3 为 0.5 mm 厚涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线, 图 4 为 0.8 mm 厚涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线, 结果表明, 二者风洞试验过程中的温度变化规律相似, 随着试验时间的增长, 背壁温度直线升高, 停车后温度逐渐下降。图 5 为 0.8 mm 厚涂层风洞试验前后照片, 风洞试验后试样表面有部分剥蚀, 表面颜色变浅, 涂层表面的质量烧蚀率在 0.1 左右, 相对于 0.5 mm 厚涂层试样, 涂层的质量烧蚀率增大, 烧蚀过程中带走的热量增加, 试样的背壁温度更低。相对于无涂层试样, 0.8 mm 厚涂层降温幅度可达到 350℃。

不同厚度的涂层, 试样的质量烧蚀率随涂层厚度的增加而增大, 背壁温度呈下降趋势。主要是因为表面耐热涂层在热流作用下发生分解、熔化、蒸发、升华等多种吸热和散热的物理和化学变化, 以自身的质量烧蚀带走大量热量, 阻止了热量进一步向试样内部传递, 从而达到隔热目的<sup>[3]</sup>。

表 4 试样不同测点背壁温度和质量烧蚀率

Tab. 4 Back temperature and ablative mass rate of coated samples at different measuring points

试样编号	t <sub>1</sub> /℃	t <sub>2</sub> /℃	t <sub>3</sub> /℃	t <sub>4</sub> /℃	t <sub>5</sub> /℃	质量烧蚀率
1-1	522	522	522	522	522	0
2-1	234	230	229	229	221	0.078
2-2	224	229	221	216	208	0.049
3-1	208	201	192	207	189	0.114
3-2	156	157	159	166	165	0.118



(a) 风洞试验前

(b) 风洞试验后

图 2 0.5 mm 厚涂层风洞试验前后照片

Fig. 2 Photos of samples with 0.5 mm coating before and after wind tunnel test

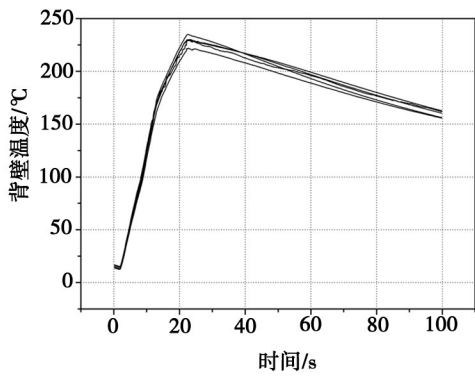


图3 0.5 mm 厚涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线

Fig.3 Back temperature vs. time curves of samples with 0.5 mm coating

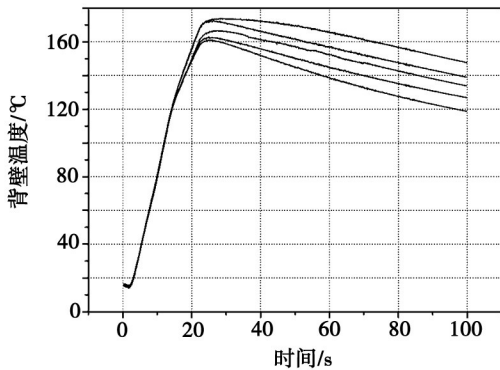
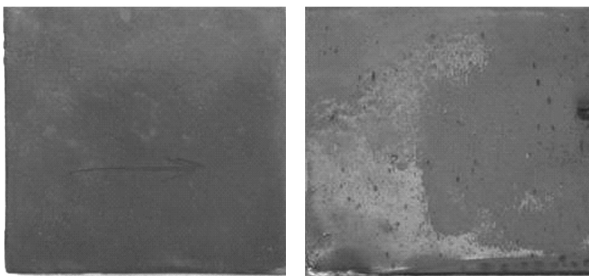


图4 0.8 mm 厚涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线

Fig.4 Back temperature vs. time curves of samples with 0.8 mm coating



(a) 风洞试验前 (b) 风洞试验后

图5 0.8 mm 厚涂层风洞试验前后照片

Fig.5 Photos of samples with 0.8 mm coating before and after wind tunnel test

从试验结果可知,0.8 mm 厚涂层相对于0.5 mm 厚涂层,试样背壁温度可降低 20 ~ 70°C,但对于发动机,涂层质量为消极质量,对发动机的飞行不利,0.5 mm 厚涂层即可满足背壁温度低于 350°C 的要求。

## 2.2 不同温度下固化涂层的防隔热性能

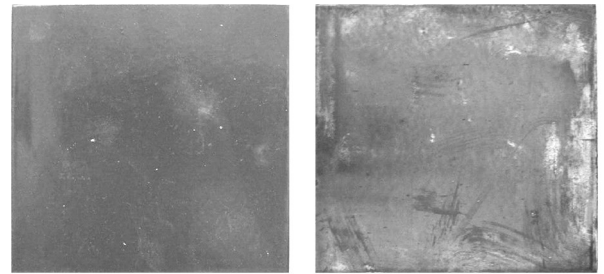
发动机生产总装过程中,涂层有两种工艺过程:中温固化和室温固化。针对两种工艺对 0.5 mm 厚宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014 年 第3期

涂层进行了电弧风洞考核。表 5 为 0.5 mm 厚试样不同测点背壁温度和质量烧蚀率,图 6 为中温固化涂层风洞试验前后照片,图 7 为中温固化涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线;图 8 为室温固化涂层风洞试验前后照片。图 9 为中温固化涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线;试样烧蚀后涂层表面有部分烧蚀,颜色变浅,室温固化涂层质量烧蚀率比中温固化的略高,试样背壁温度低 40 ~ 50°C。这是因为中温固化涂层比室温固化涂层固化温度更高,交联密度更大,在风洞试验过程中涂层不易产生烧蚀,质量烧蚀率更低,背壁温度也稍高。

表5 试样不同测点背壁温度和质量烧蚀率

Tab.5 Back temperature and ablation mass rate of coated samples at different measuring points

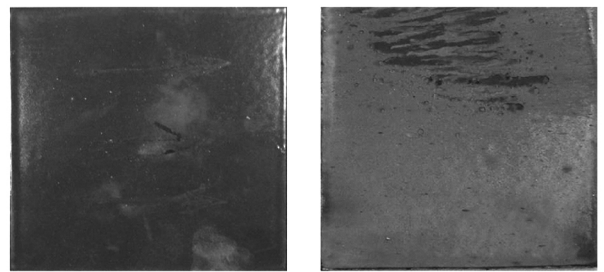
试样编号	$t_1/^\circ\text{C}$	$t_2/^\circ\text{C}$	$t_3/^\circ\text{C}$	$t_4/^\circ\text{C}$	$t_5/^\circ\text{C}$	质量烧蚀率
2-1	234	230	229	229	221	0.078
2-2	224	229	221	216	208	0.049
2-3	195	187	185	176	144	0.113
2-4	173	179	175	192	141	0.077



(a) 风洞试验前 (b) 风洞试验后

图6 中温固化涂层风洞试验前后照片

Fig.6 Photos of coated samples cured at medium temperature before and after wind tunnel test



(a) 风洞试验前 (b) 风洞试验后

图7 室温固化涂层风洞试验前后照片

Fig.7 Photos of coated samples cured at room temperature before and after wind tunnel test



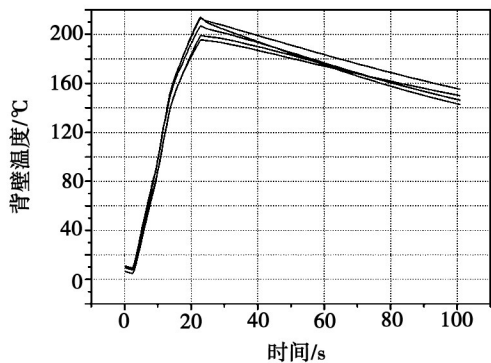


图8 中温固化涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线

Fig. 8 Back temperature vs. time curves of coated samples cured at medium temperature

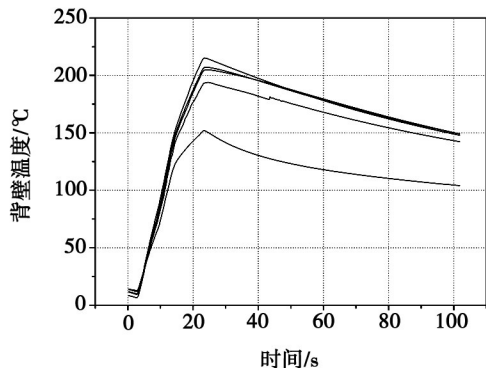


图9 室温固化涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线

Fig. 9 Back temperature vs. time curves of coated samples cured at room temperature for wind tunnel test

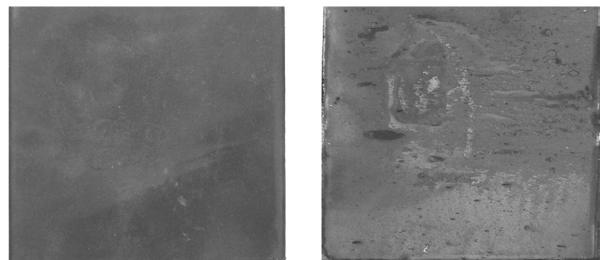
### 2.3 修补后涂层的防隔热性能

固体火箭发动机生产总装过程中,涂层有两种工艺过程:中温固化和室温固化。表6为修补试样不同测点背壁温度和质量烧蚀率,试样风洞考核后背壁温度在174~229°C,隔热性能与0.5 mm厚室温固化和中温固化涂层相当。但涂层的质量烧蚀率略高于正常工艺涂层,主要原因为修补区域在修补完成后略高于未修补区域,在电弧风洞过程中,高出的部分首先受到热流的冲刷,造成涂层的部分烧蚀,待高出部分与未修补区域平齐后,整个试样表面被热流均匀冲刷形成烧蚀层,产生整个试样的烧蚀。因此修补试样较正常工艺多出了修补高出部分的质量烧蚀率。

表6 修补试样不同测点背壁温度和质量烧蚀率

Tab. 6 Back temperature and ablative mass of samples with remedied coating at different measuring points

试样编号	$t_1/^\circ\text{C}$	$t_2/^\circ\text{C}$	$t_3/^\circ\text{C}$	$t_4/^\circ\text{C}$	$t_5/^\circ\text{C}$	质量烧蚀率
4-1	172	178	174	192	177	0.147
4-2	224	229	221	216	208	0.112



(a) 风洞试验前

(b) 风洞试验后

图10 修补涂层风洞试验前后照片

Fig. 10 Photos of samples with remedied coating before and after wind tunnel test

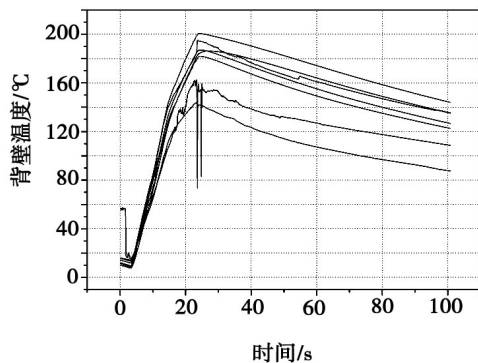


图11 修补涂层风洞试验过程中时间—背壁温度曲线

Fig. 11 Back temperature vs. time curves of samples with remedied coating for wind tunnel test

### 3 结论

(1) 新型耐烧蚀外隔热涂层可明显降低钢试样的背壁温度,相对于无涂层试样,0.5和0.8 mm厚涂层可使试样背壁温度分别降低300和350°C。

(2) 外隔热涂层试样在风洞过程中的质量烧蚀率随涂层厚度的增加而增大,背壁温度呈下降趋势。0.5比0.8 mm厚涂层风洞试验后试样背壁温度高30~50°C,但0.5 mm厚涂层即可满足发动机的要求,同时可减少发动机的消极质量。

(3) 室温固化涂层质量烧蚀率比中温固化涂层的质量烧蚀率略高,试样背壁温度低40~50°C。

(4) 硅橡胶耐烧蚀隔热涂层修补后与未修补涂层隔热性能相当。

#### 参考文献

[1] 唐红艳,王继辉,冯武,等.耐烧蚀材料的研究进展[C]//复合材料学术年会论文集,2003:350-354  
 [2] 张海鹏,马天信,张新航,等.耐烧蚀隔热隔热涂层的研制[J].宇航材料工艺,2012,42(5):69-71  
 [3] 潘玲英,林娜,杨智勇,等.一种新型蜂窝夹层结构隔热材料[J].宇航材料工艺,2012,42(5):38-41

(编辑 任涛)