

# 适用于长时间烧蚀防热的蜂窝增强低密度材料

邓火英 谭珏 谭朝元 梁馨 孙红卫

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

**文 摘** 针对长时间烧蚀防热对防热材料的需求,研制了两种蜂窝增强低密度烧蚀防热材料,采用电弧风洞加热设备对其防热性能进行了考核,并对其力学及热物理性能进行了研究。结果表明,在两种长时间(1 000 s左右)热环境的考核下,蜂窝增强低密度材料烧蚀后背面温度均低于200℃,表面碳层均匀、完整,无明显烧蚀量,显示了优异的隔热性能和良好的抗气流冲刷能力。

**关键词** 长时间,烧蚀,蜂窝增强低密度,防热

中图分类号:TB34

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.01.018

## The Low Density Materials Reinforced by Honeycomb for Long Time Ablation and Thermal Protection

DENG Huoying TAN Jue TAN Zhaoyuan LIANG Xin SUN Hongwei

(Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** Two kinds of low density ablative thermal protection materials reinforced by honeycomb was developed according to the requirements of long time ablation and thermal protection. Arc heated wind tunnel experimental were applied to test their property of thermal protection. Their mechanical property and thermophysical property were researched also. The carbon layer of the low density materials reinforced by honeycomb on the surface was even and intact after ablation without erosion markedly while the back temperatures were below 200℃ under the two long time(1 000 s) heat environment and excellent heat-insulating property and well property of resisting the flush of gas flow was displayed.

**Key words** Long time, Ablation, Low density materials reinforced by honeycomb, Thermal protection

### 0 引言

随着高速飞行器研制的开展,对热防护材料在较低热流、较高气流剪切力、长时间条件下的烧蚀隔热性能提出了更高的要求,需要研制适用于长时间烧蚀防热的轻质防热材料。目前,国外长时间飞行器(如X-51A)主要采用高温合金、柔性隔热毡或轻质烧蚀泡沫防热<sup>[1]</sup>。

低密度烧蚀材料( $\leq 1.0 \text{ g/cm}^3$ )应用于运载火箭主动段防热、星际探测器和返回式航天器等高焓、低热流密度和较长时间烧蚀环境下,具有不可替代的重要作用<sup>[2-7]</sup>。本文针对长时间烧蚀防热用轻质高效防热材料的需求,研制了两种蜂窝增强低密度烧蚀防热材料,采用电弧风洞加热设备对其防热性能进行了考核,并对蜂窝增强低密度烧蚀防热材料的力学及热物理性能进行了研究。

### 1 实验

#### 1.1 材料

蜂窝增强低密度烧蚀材料 A、B,密度分别约为0.7、0.55 g/cm<sup>3</sup>。

#### 1.2 性能测试

蜂窝增强低密度烧蚀材料的拉伸性能、平面压缩性能分别按 DqESJ7—99、DqESJ4—99 标准测试。热导率、比热容、线胀系数分别按 DqESJ20—99、GJB330A—2000、DqESJ19—99 标准测试。蜂窝增强低密度烧蚀材料的烧蚀防热性能采用电弧风洞加热设备进行考核,监测试验件的表面及背面温度历程,计算试验件的质量烧蚀率和线烧蚀率。热环境 1:热面最高温度约 1 700℃,试验时间约 1 300 s,材料厚度 20 mm。热环境 2:热面最高温度约 1 400℃,试验时间约 1 000 s,材料厚度 24 mm。

### 2 结果与讨论

#### 2.1 力学性能

收稿日期:2013-10-30

作者简介:邓火英,1981年出生,硕士,主要从事结构及功能复合材料研究。E-mail:tangjue28@sohu.com

蜂窝增强低密度材料的力学性能见表1。可以看出,研制的蜂窝增强低密度材料A和材料B的面内拉伸强度为1 MPa左右,压缩强度为3 MPa左右。200℃下材料A和材料B的拉伸性能明显下降,压缩强度为2 MPa左右。材料A的拉伸性能优于材料B,但材料B的压缩性能更好一些。

表1 蜂窝增强低密度材料力学性能

Tab.1 Mechanical properties of low density materials reinforced by honeycomb

材料	25℃				200℃			
	拉伸强度/MPa	拉伸模量/MPa	平压强度/MPa	平压模量/MPa	拉伸强度/MPa	拉伸模量/MPa	平压强度/MPa	平压模量/MPa
A	1.15	42.2	2.85	340	0.53	8	2.05	295
B	0.82	38.2	3.2	360	0.44	11.7	2.06	299

表2 MD4材料的力学性能

Tab.2 Mechanical properties of MD4 material

方向	试验温度/℃	拉伸强度/MPa	拉伸模量/GPa	断裂伸长率/%	压缩强度/MPa	压缩模量/GPa
⊥	300	15.2	4.31	0.33	51.1	-
	RT	19.5	6.83	0.31	103	7.38
//	300	3.5	-	-	53.5	-
	RT	9.25	5.40	0.17	89.4	5.89

## 2.2 热物理性能

蜂窝增强低密度材料的热导率、比热容和线胀系数见表3。可见蜂窝增强低密度材料与其他烧蚀防热材料相比,热导率较低,使得外部的热量难以传到内部;比热容较大,因而可吸收大量的热量。材料的密度越小,热导率相对也越低,比热容越大。当密度为0.55 g/cm<sup>3</sup>时,热导率为0.1 W/(m·K)左右。因此此类材料在工作过程中的热阻塞效应较大,隔热效率较高,这对长时间热环境下的隔热来说是非常有利的。

表3 蜂窝增强低密度材料热物理性能

Tab.3 Thermophysical properties of low density materials reinforced by honeycomb

材料	密度 /g·cm <sup>-3</sup>	热导率/	比热容/	平行	垂直
		W·(m·K) <sup>-1</sup> (RT~50℃)	J·(g·K) <sup>-1</sup> (RT~100℃)	线胀系数 /10 <sup>-6</sup> K <sup>-1</sup>	线胀系数 /10 <sup>-6</sup> K <sup>-1</sup>
A	0.70	0.132	1.59	31.9	25.7
B	0.55	0.108	1.64	30.8	44.5

## 2.3 隔热性能

材料A在热流条件1下的背面及表面温度曲线和试验结果见图1。蜂窝增强低密度材料总厚度为20 mm,试验过程中材料的表面温度最高达1700℃,试验时间长达1300 s,试验结束时材料本体的背温为196℃,显示了蜂窝增强低密度材料优异的隔热性能。图2为试验前后试验件的照片,可见蜂窝增强低密度材料在热流1的条件下试验过程中表面均匀、完整,试验后材料表面状态较好,形成了完整、均匀、致密的

由于蜂窝增强低密度材料不具备承载的功能,不适合在具有连接作用及加强作用的端面和窗口使用。在产品的连接处及开口处必须使用既具有良好烧蚀性能又有一定强度的其他防热材料如中密度玻璃钢烧蚀防热材料,如密度为0.9~1.4 g/cm<sup>3</sup>的烧蚀防热材料。其中密度为1.0 g/cm<sup>3</sup>的MD4材料的力学性能见表2。

碳层。

表4为两种蜂窝增强低密度材料在热环境2的烧蚀试验条件下的试验结果。由表4可见,在24 mm的厚度下,材料A与材料B相比,二者的质量烧蚀率相当,材料A比材料B背温降低了20℃左右,经解剖也发现,材料A的碳层厚度比材料B小,原始层厚度比材料B大,可见材料A的隔热效果要优于材料B。二者经过1000 s的热环境考核后,原始层还剩余9.5 mm左右,说明蜂窝增强低密度材料具有较高的隔热效率。图3为材料A烧蚀前后的表面质量,可见烧蚀后蜂窝增强低密度材料的表面状态较好,形成了较为致密、完整的碳层。

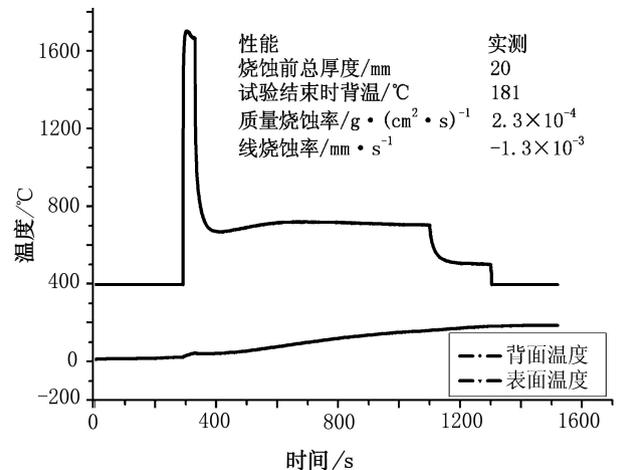
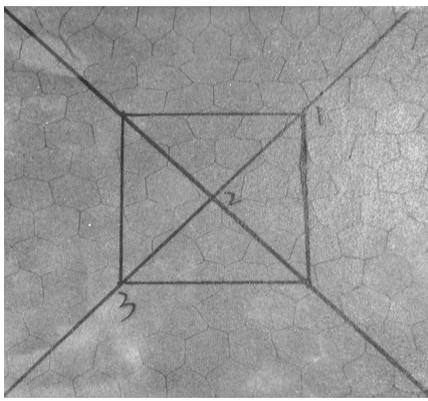
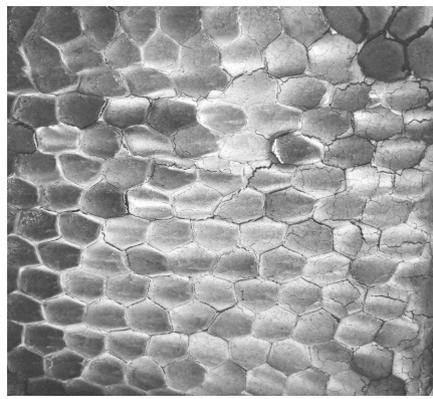


图1 热流条件1试验件背面及表面温度曲线

Fig.1 Back temperature and surface temperature curve of test pattern under heat flow condition 1



(a) 试验前



(b) 试验后

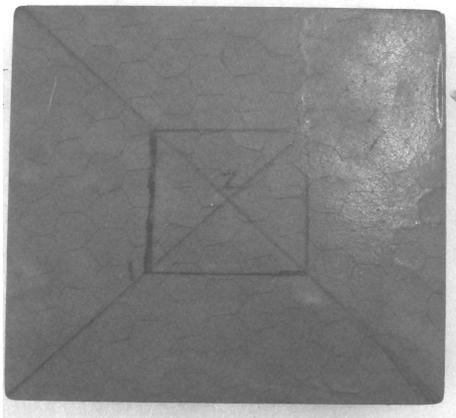
图2 热流条件1 试验件照片

Fig.2 Photograph of test pattern under heat flow condition 1

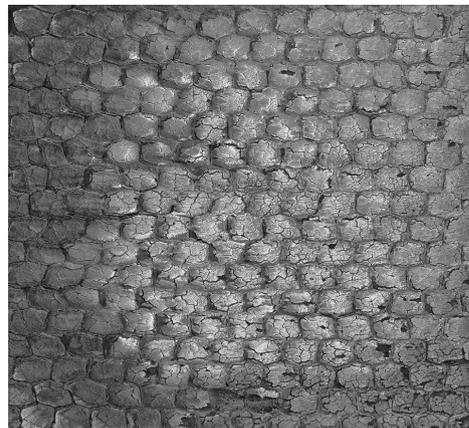
表4 热流条件2 实验结果

Tab.4 Test result under heat flow condition 2

材料	烧蚀前总厚度 /mm	碳层厚度 /mm	热解层厚度 /mm	原始层厚度 /mm	试验结束时背温 /°C	质量烧蚀率 / $10^{-4} \text{g} \cdot (\text{cm}^2 \cdot \text{s})^{-1}$	线烧蚀率 / $\mu\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
A	24	9	4	11	135	3.5	-1
B	24	9.5	5	9.5	156	3.4	-0.8



(a) 烧蚀前



(b) 烧蚀后

图3 热流条件2 试验件照片(材料A)

Fig.3 Photograph of test pattern under heat flow condition 2 (material A)

### 3 结论

(1) 针对长时间烧蚀耐热对耐热材料的需求,研制的两种蜂窝增强低密度材料的密度分别为  $0.55$  和  $0.7 \text{ g/cm}^3$ , 压缩强度为  $3 \text{ MPa}$  左右, 热导率较低, 比热容较大, 因此热阻塞效应较大, 非常有利于长时间热环境下的防隔热。

(2) 采用电弧风洞加热设备对其耐热性能进行了考核。在两种长时间( $1000 \text{ s}$  以上)热环境的考核下, 蜂窝增强低密度材料烧蚀后背面温度均低于  $200^\circ\text{C}$ , 表面碳层均匀、完整, 无明显烧蚀量, 显示了优异的隔热性能和良好的抗气流冲刷能力。

#### 参考文献

[1] 宋博, 沈娟. 美国的 X-51A 高超声速发展计划[J].

飞航导弹, 2009(5):36

[2] Mayer R T. A cyclically harvested earth/orbit production system[R]. AIAA-84-0450

[3] Bauer Paul E, Kummer L. Development and performance of the gemini ablative heat shield[R]. AIAA Fourth Manned Spaceflight Meeting, 1965:242-251

[4] Pavlosky E, St. Leger G. Apollo experience report -thermal protection subsystem[R]. N74-15536, 1974

[5] Dolan C M. Study for development of elastomeric thermal shield materials[R]. NASA CR-186, 1965, 3

[6] Tartaglione L C, Mazzola J H. Apollo composite ablator material used on space shuttle[R]. AIAA82-0656, 1982

[7] Howell E. Ablative performance of low-density elastomeric composites[R]. N71-16872/NASA TND-6130, 1971

(编辑 任涛)