

# 导热增强型相变材料温控试验

张丽娜<sup>1</sup> 王正宇<sup>1</sup> 于明星<sup>1</sup> 殷德政<sup>2</sup> 卢 鹞<sup>2</sup>

(1 空间物理重点实验室,北京 100076)

(2 航天材料及工艺研究所,北京 100076)

**文 摘** 为满足高超声速飞行器舱内温度要求,提出了在舵轴热短路区域使用相变材料进行热耗散的方案。通过开展导热增强型相变材料温控试验,获得了不同试验方案对舵轴及周围金属壳体的降温效果。结果表明,导热增强型相变材料由于良好的导热性能,能够很好地发挥相变吸热能力,对降低舵轴热短路区域的局部高温具有显著效果;金属壳体内、外同时使用低温和中温相变装置,能够将舵轴周围金属壳体温度控制在允许工作温度范围内(150℃)。本研究可为飞行器舵轴温控设计提供指导。

**关键词** 相变材料,导热增强,高超声速飞行器,温控

## Temperature Control Experiment of Thermal Conductivity Enhanced Phase Change Materials

Zhang Lina<sup>1</sup> Wang Zhengyu<sup>1</sup> Yu Mingxing<sup>1</sup> Yin Dezheng<sup>2</sup> Lu Wu<sup>2</sup>

(1 Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076)

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

**Abstract** In order to satisfy the temperature requirement inside the hypersonic vehicle's capsule, the thermal control method applying the phase change material (PCM) to the heat short regions of the rudderpost was proposed. Through the temperature control experiments of the thermal conductivity enhanced PCM, the temperature curves of the rudderpost and the metallic capsule under different schemes were achieved. The experimental results revealed that the thermal conductivity enhanced PCM could absorb the heat well and decrease the temperature of the heat short regions obviously. By using the PCM devices under the low temperature and middle temperature inside and outside the metallic capsule, the temperature of the capsule around the rudderpost could be controlled within the range of working permission. The results would be helpful to guide the temperature control design for the rudderpost of the vehicle.

**Key words** Phase change material, Thermal conductivity, Hypersonic vehicle, Temperature control

### 0 引言

高超声速飞行器在飞行过程中,空气舵外部受到严重的气动加热,空气舵通过舵轴与舱内部件连接,是飞行器典型的热短路区域,其外部的气动热会沿舵轴直接向舱内传递,造成局部高温。为了保证飞行器内部金属壳体和仪器设备的正常工作温度,应采取温控措施来降低舵轴热短路区域的局部高温。相变材

料<sup>[1-2]</sup>是利用工质在熔化过程中吸收大量相变潜热并保持温度相对恒定的特点达到温控的目的。针对内部没有冷源可以利用的高超声速飞行器,利用相变装置吸收多余热量,是解决舵轴热短路区域局部高温的有效途径之一。

20世纪60年代,NASA开展了相变材料在热控方面的研究,并首次在“阿波罗-15”登月飞船中使用

了相变材料<sup>[3]</sup>。随后,相变材料在航空航天热控领域的研究开始受到广泛关注。1985年,美国空军资助开展了相变材料在电子系统冷却中的应用研究<sup>[4]</sup>;在低轨运行的天基雷达天线热控设计中,相变材料也得到了很好的应用,通过在天线结构内填充泡沫碳,既增强了相变材料的导热性能,又加强了天线的强度,同时也解决了天线及相关设备的温度波动问题<sup>[5]</sup>。

本文开展了导热增强型相变材料的温控试验研究,评估了相变材料应用于高超声速飞行器舵轴温控的有效性,为飞行器舵轴温控设计提供指导。

## 1 实验

### 1.1 方案

针对飞行器空心舵轴,设计了同心相变装置套装在舵轴外部,通过相变材料吸收舵轴的多余热量,降低舵轴周围金属壳体的温度。分别开展了三种方案的温控试验研究:(1)不采取温控措施;(2)只在金属壳体外部采用中温相变装置;(3)在金属壳体外部采用中温相变装置、内部采用低温相变装置。中温和低温相变装置的作用是在各自的相变温区有效地发挥吸热能力,相变材料具体见表1。

表1 试验方案

Tab.1 Experimental schemes

方案	中温相变装置	低温相变装置
1	无	无
2	陶瓷泡沫骨架复合多元醇相变材料	无
3	陶瓷泡沫骨架复合多元醇相变材料	陶瓷泡沫骨架复合石蜡类相变材料

### 1.2 试验装置与材料

舵轴温控试验装置如图1所示。

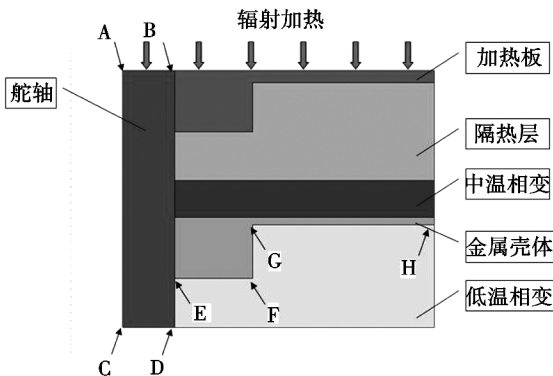


图1 试验装置

Fig.1 Experimental installation

试验装置为轴对称结构。其中,舵轴材料为高温合金;加热板材料为石墨;金属壳体材料为铝合金;为克服纯相变材料热导率过小的问题,采用陶瓷泡沫作为导热增强骨架与纯相变材料复合,以提高相变装置的热耗散效果。中、低温相变材料分别采用多元醇和石蜡。陶瓷泡沫骨架复合相变材料见图2,热导率可达 $15 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。

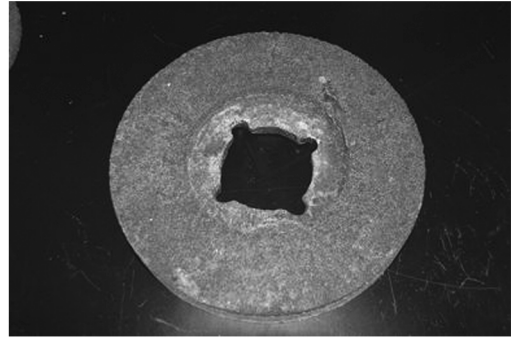


图2 陶瓷泡沫骨架复合相变材料

Fig.2 PCM compound with ceramic foam

试验过程中,试验装置外部整体包覆隔热材料,尽量减少与外界环境的换热。装配好的试验模型如图3所示。

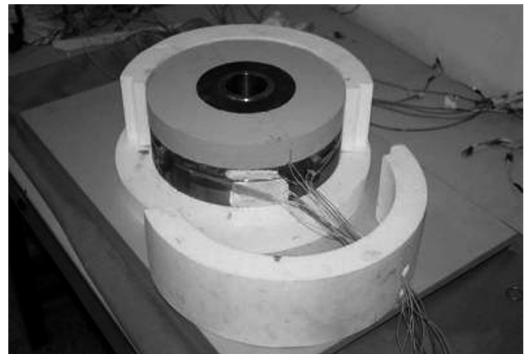


图3 试验模型装配图

Fig.3 Assemble of experimental models

### 1.3 试验状态

试验装置上表面采用石英灯辐射加热设备加热3000s,加热面的温度边界条件如图4所示。

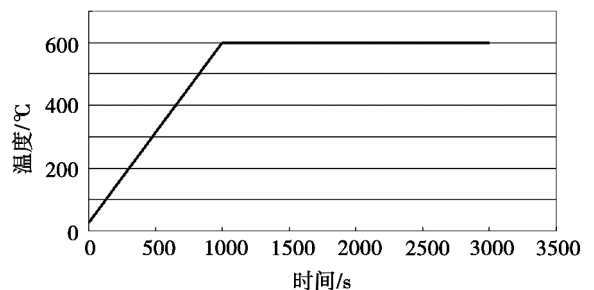


图4 温度边界条件

Fig.4 Temperature boundary condition

## 2 结果与分析

根据试验结果,对比了3种试验方案下的舵轴和金属壳体温度。图5给出了空心舵轴末端内壁C点的温度变化曲线,图6给出了舵轴周围金属壳体上E点和G点的温度变化曲线。

由图5可以看出,3 000 s 试验结束时,不采取温控措施舵轴内壁C点的温度高达 349℃;只采取中温相变装置C点的温度降为 241℃,比不采取温控措施时降低了 108℃;同时采取中温和低温相变装置C点的温度降为 126℃,比不采取温控措施时降低了 223℃。

由图6可见,仅采取中温相变装置,1 700 s 左右时,金属壳体最高温度超过 150℃ 的允许工作温度;只有同时采取中温和低温相变装置,才能保证试验结束时金属壳体最高温度在允许工作温度以下。根据试验结果分析,不采取温控措施时,金属壳体平均温度约为 334℃;只采取中温相变装置,金属壳体平均温度约为 214℃,比不采取温控措施时降低了 120℃;同时采取中温和低温相变装置,金属壳体平均温度约为 132℃,比不采取温控措施时降低了 202℃。

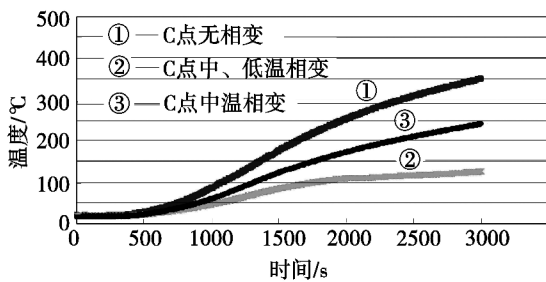


图5 不同方案下舵轴温度对比曲线

Fig. 5 Temperature of the rudderpost under different experimental schemes

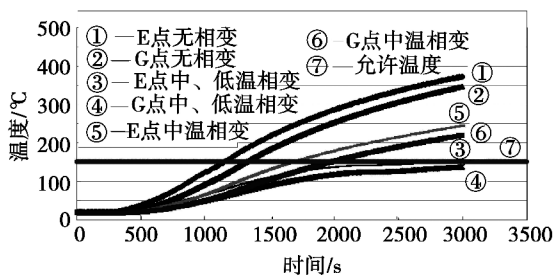


图6 不同方案下金属壳体温度对比曲线

Fig. 6 Temperature of the metallic capsule under different experimental schemes

由试验结果与分析可知,采取温控措施后,舵轴热短路区域的温度有较大幅度的降低,验证了陶瓷泡沫骨架导热增强型相变材料良好的整体导热性能和相变吸热能力。

## 3 结论

(1) 导热增强型相变材料由于良好的整体导热性能,很好地发挥了相变材料的热耗散作用,对降低舵轴及周围金属壳体局部高温具有显著的效果,验证了相变材料在舵轴温控中的有效性;

(2) 仅在金属壳体外使用中温相变装置,1 700 s 时,舵轴周围金属壳体超过允许工作温度(150℃),不能满足飞行器温控要求;

(3) 同时在金属壳体内、外使用低温相变装置和中温相变装置,由于两种材料在各自的相变温区最大程度地发挥了相变吸热作用,3 000 s 时,舵轴周围金属壳体最高温度未超过允许工作温度(150℃),满足飞行器温控要求。

## 参考文献

- [1] 张寅平,胡汉平,孔祥冬,等. 相变储能——理论和应用[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社,1996
- [2] Sharma A, Tyagi V V, Chen C R, et al. Review on thermal energy storage with phase change materials and applications[J]. Renewable Sustainable Energy Rev., 2009, 318-345
- [3] Schelden B G, Golden J O. Development of phase change thermal control device [C] // AIAA 7<sup>th</sup> Thermophysics Conference. San Antonio: American Institute of Physics, 1972: 66-72
- [4] Ponnappan R, Beam J E, Van Griethuysen V J, et al. High temperature thermal energy storage experiment [C] // Intersociety Energy Conversion Engineering Conference 20<sup>th</sup>, Miami Beach, FL, 1985: 18-23
- [5] Vrable D L, Vrable M D. Space-based radar antenna thermal control [C] // Space Technology and Applications International Forum, 2001: 277-282

(编辑 吴坚)