

激光载荷相变材料热控装置力学性能及升温特性研究

谢荣建¹, 戴征舒², 徐红艳¹, 吴亦农¹, 董德平¹

(1. 中国科学院 上海技术物理研究所, 上海 200083; 2. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘要: 针对登月航天器激光载荷热控要求设计了一种采用十八烷作为相变材料的热控装置, 使用 ANSYS 有限元分析软件对该装置的壳体进行了耐压强度分析, 并搭建了实验装置, 对该热控装置在振动条件以及真空热条件下的力学特性进行了实验研究. 结果表明, 在实验范围内, 相变材料热控装置的壳体不会发生塑性形变和泄露. 同时对其升温特性进行了实验研究, 分别探讨了不同加热功率以及重力对相变材料升温特性的影响, 实验结果表明, 相变材料固液共存阶段比单相阶段的升温速率慢、历时长且吸收的热量多, 同时, 相变材料在发生相变时引起的自然对流对换热的整体效果影响可以忽略.

关键词: 航天器; 热控; 相变材料; 升温特性

中图分类号: TK 124 **文献标志码:** A

Mechanical Properties and Temperature Rise Characteristics of a Thermal Control Equipment for Phase Change Material of the Laser Payload

XIE Rongjian¹, DAI Zhengshu², XU Hongyan¹, WU Yinong¹, DONG Deping¹

(1. Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Science, Shanghai 200083, China;

2. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: A thermal control equipment using phase change material was designed for the laser payload in the space craft landing on the moon. The ANSYS was used to analyze the mechanical properties of the equipment theoretically. An experimental apparatus was constructed to obtain the mechanical properties experimentally under different vibration conditions and different temperature and vacuum conditions. The effects of gravity and heating power on the temperature rise characteristics of the equipment were investigated experimentally. The experimental results reveal that the temperature rises more slowly as the phase change material stays at two-phase state rather than the single state. It's also found that during the two-phase state, the heat absorbed by the material is much more than that at the single state. Furthermore, the lasting time is much

收稿日期: 2016-07-21

基金项目: 上海市高校青年教师培养资助计划(10-16-301-801)

第一作者: 谢荣建(1983-), 男, 博士研究生. 研究方向: 航天有效载荷热控设计. E-mail: xierongjian@mail.sitp.ac.cn

通信作者: 戴征舒(1984-), 女, 讲师. 研究方向: 热驱动制冷及新型材料换热器研究. E-mail: zsdai-hvacr@163.com

longer during the two-phase state than that at the single state. In addition, the effect of the natural convection on the heat transfer performance could be neglected during the phase change.

Keywords: *space craft; thermal control; phase change material; temperature rise characteristic*

航天器在轨运行时,因轨道外热流变化剧烈,导致仪器设备的热负荷发生巨大变化^[1]. 航天器的热控设计不仅要求能及时排出设备工作时产生的热量,使得设备的工作温度控制在合适温度范围内,而且要保证设备处于非工作状态时其温度波动不至过大,这给航天器的热控设计带来了诸多技术难题.

由于相变材料在相变过程中具有等温或近似等温、吸收/释放潜热大的优点,特别适用于航天器内周期性工作的大功率仪器设备或受周期性高热流影响的设备的温度控制;相变材料的另一特点是没有运动部件,原则上可以进行无限次的可逆工作,具有很高的可靠性^[2]. 文献[3]对相变材料和其他热控方式进行了对比,指出相变材料在减小质量方面具有非常大的优势.

相变材料已成功应用于航天器热控领域,在行星登陆车上也有许多应用. 例如,在“阿波罗15”号飞船的月球车上,采用了3个相变材料装置. 第1个装置是将相变材料与信号运算器和电池相连,月球车出动执行任务时,信号运算器产生的热量被相变材料吸收,使之熔化;月球车返回后,将相变材料储存的热量通过辐射器向空间发散,相变材料重新凝固,为下次出动执行任务作好准备. 第2、第3个装置将相变材料分别与驱控电子组件和月球通讯继电器连成一体. 月球车出动时,驱控电子组件和月球通讯继电器工作时产生的热量由相变材料吸收,返回后通过百叶窗辐射器散热,为再次工作作好准备. 另外,相变材料还可以用来保持阿波罗登月中宇航服系统的温度^[4]. 美国03/05火星漫游车也采用了十二烷相变材料来控制锂电池的温度,火星登陆车的电池装在储热装置中,通过相变材料的熔化、凝固维持电池的温度水平^[5-7]. 文献[8-12]对相变材料的

传热、储热特性进行了实验研究.

本文针对航天器激光载荷的热控要求,对相变材料热控装置进行了设计,对其壳体进行了力学分析,理论分析了最大应力、最大形变量和固有频率;并进行了力学振动实验和热真空实验,对其在振动条件及热真空环境下的泄露及形变特性进行分析. 同时,对在十八烷中加入碳纤维混合而成的相变材料热控装置的升温特性进行了实验研究,着重分析了不同加热功率和重力对升温特性的影响规律.

1 相变材料的选择

相变材料作为存储热量的载体,对于不同的应用场合有不同的选择,这直接关系到相变材料热控装置设计的成败. 目前在航天器热控设计中多采用固-液相变材料,其相变潜热大、体积变化小、相变温度范围广^[13].

航天器热控设计的相变材料的选择可以从以下几个方面来考虑^[14-15]: a. 相变温度; b. 热导率; c. 过冷度; d. 与装置壳体材料的相容性; e. 体积变化; f. 相变潜热. 石蜡类相变材料的相变潜热可以达到200~240 kJ/kg,可供选择的熔点温度范围宽,过冷现象可以忽略,熔化时体积变化小,并且在多次吸、放热后相变温度和相变潜热变化很小,而且不会与壳体发生化学反应,避免壳体密封性被破坏^[16],较适合应用于航天器热控设计.

基于相变潜热、腐蚀性、性能稳定性等特性,本文选用十八烷作为相变材料,其物性参数如表1所示. 为了强化相变材料的传热性能,在十八烷中添加了占总体积3%的碳纤维粉,混合均匀后灌入壳体中.

表1 十八烷物性参数

Tab.1 Physical properties of octadecane

名称	分子式	熔点/℃	溶解热/(kJ·kg ⁻¹)	密度/(kg·m ⁻³)	热导率/(W·m ⁻¹ ·℃ ⁻¹)	比热容/(kJ·kg ⁻¹ ·℃ ⁻¹)
十八烷	C ₁₈ H ₃₈	28	242.44	814 (27℃固态)	0.15	2.153
				774 (32℃液态)		

2 相变材料热控装置力学性能分析

2.1 壳体耐压强度分析

针对激光载荷热控要求,设计了相变材料热控装置,如图1所示,其结构参数为95 mm×74 mm×15 mm.壳体材料选用LF21铝合金,LF21的合金元素为锰,具有极佳的成形加工特性、高耐腐蚀性和良好的焊接性与导热性.

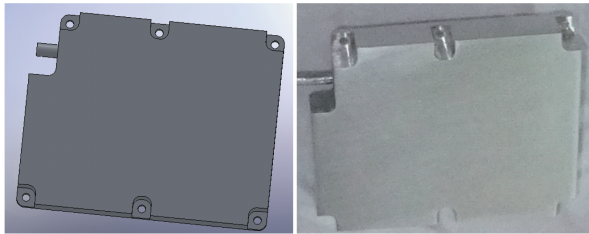


图1 相变材料热控装置
Fig.1 Thermal control device based on the phase change material

应用ANSYS有限元分析软件对壳体进行耐压强度分析.参数及边界条件:腔体的壁厚1.5 mm;弹性模量70 GPa;泊松比0.33;内部压力0.101 325 MPa(因为外界为真空,充装液态工质后腔体的内部压力为101 325 Pa,所以,内外压差为101 325 Pa);固定安装底面.

图2和图3分别为壳体的形变和应力计算结果,其最大形变量为0.073 mm,最大应力为46.9 MPa,固有频率为3 105 Hz.从计算结果可知,该装置壳体最大应力没有超过条件屈服强度85 MPa,说明该设计符合要求,壳体不会发生塑性形变.

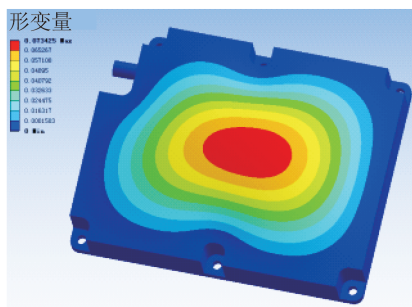


图2 壳体形变云图
Fig.2 Shell deformation diagram

2.2 力学振动实验

在理论分析的基础上,对相变材料热控装置进

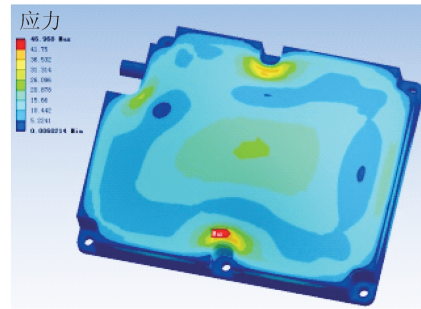


图3 壳体应力云图
Fig.3 Shell stress diagram

行了力学振动实验,振动条件如表2所示,表中, g 为重力加速度.正弦扫描速率为2 oct/min,每个方向(X, Y, Z)的随机振动时间为2 min,oct为倍频程.

表2 振动条件
Tab.2 Vibration conditions

振动类型	垂直安装面方向(Z 方向)		水平安装面方向(X, Y 方向)	
	频率/Hz	振动量级	频率/Hz	振动量级
正弦	5~15	19.95 mm	5~15	19.95 mm
	15~70	18 g	15~30	18 g
	70~100	13.5 g	30~100	9 g
	10~100	+6 dB/oct	10~100	+6 dB/oct
随机	100~1 500	0.375 g^2 /Hz	100~1 500	0.24 g^2 /Hz
	1 500~2 000	-12 dB/oct	1 500~2 000	-12 dB/oct
总均方根加速度		25.4 g		24.9 g

经实验测定,相变材料热控装置在上述振动条件下没有发生壳体塑性形变和泄露.

2.3 热真空实验

为了进一步探究相变材料热控装置在热真空环境下的力学特性,进行了热真空实验.实验中真空度保持在小于等于 6.65×10^{-3} Pa的范围内,高温温度为85℃,低温温度为-65℃.将相变材料热控装置整体置于如图4所示的真空环境中,实施高、低温热真空循环试验.并分别停留4 h,循环6次,同时在实验中保持变温速率大于1℃/min.

实验结果表明,相变材料热控装置在上述热真空条件下没有发生壳体塑性形变和泄露.

3 升温特性实验研究

3.1 实验系统

相变材料热控装置的升温特性可以直接体现该装置是否满足应用场合的要求,现对其升温特性进

行实验研究.实验装置示意图如图4所示,由提供热真空环境的真空罐和真空泵、相变材料块、模拟底板、加热片、隔热支撑等部分组成.为了减少相变材料热控装置的辐射散热,相变材料壳体外包有多层隔热组件.实验过程中主要对相变材料热控装置壳体外面布置的5个铂电阻测温点进行记录和监控,测温点布置如图5所示,分别为 T_1 , T_2 , T_3 , T_4 , T_5 .

先利用真空泵对实验罐抽真空,并保持真空度为 10^{-4} Pa,再利用制冷机将真空环境温度降到 -40 °C.在实验过程中,真空泵和制冷机持续工作,

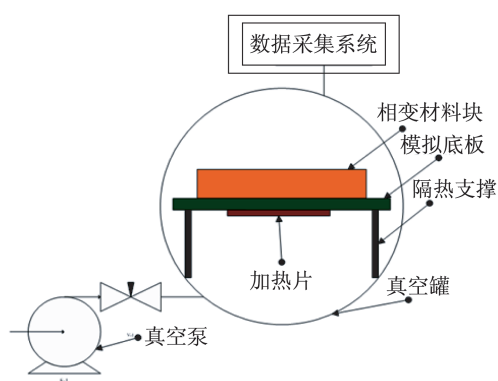


图4 实验装置示意图

Fig.4 Schematic of the experimental apparatus

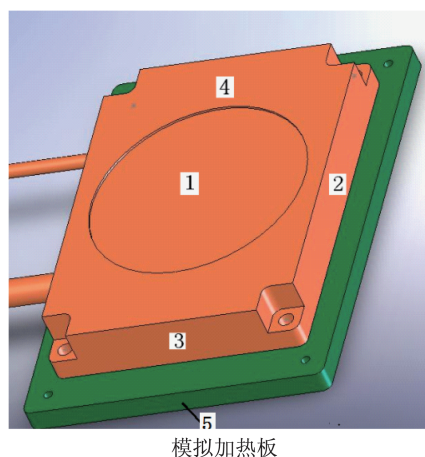


图5 铂电阻测温点布置图

Fig.5 Layout of temperature measurement points using platinum resistor

以保证上述热真空环境条件.利用薄膜加热器模拟激光载荷的发热量,加热器的加热功率为恒定功率.当相变材料热控装置中相变材料的温度低于 17 °C 时,开始对其进行加热.在上述真空热环境下,研究了不同加热功率和倾斜角度对相变材料热控装置升

温特性的影响规律.

实验中采用铂电阻测温,其测量精度为 ± 0.1 °C.真空环境真空度的测量采用电阻单元和电离规单元,前者的测量范围为 $10^5 \sim 10^{-1}$ Pa,后者的测量范围为 $5 \sim 10^{-6}$ Pa.加热器为聚酰亚胺薄膜加热器,测量相对误差为满量程的 $\pm 1\%$.

3.2 不同加热功率对升温特性的影响

为了探究不同加热功率条件下相变材料热控装置的升温特性,分别进行了加热功率为 3.2 W 和 7.2 W 的升温特性实验研究.图6和图7分别是加热功率为 3.2 W 和 7.2 W 时的升温特性曲线.

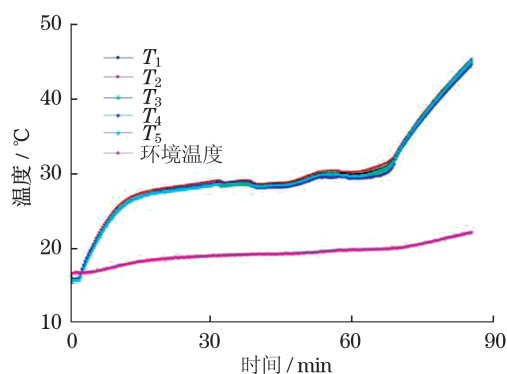


图6 加热功率为 3.2 W 的升温曲线图

Fig.6 Temperature rise curve as the heating power is 3.2 W

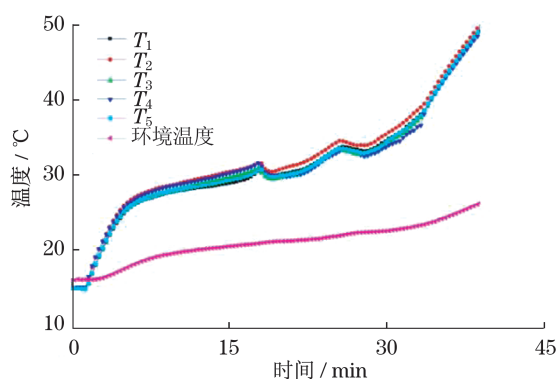


图7 加热功率为 7.2 W 的升温曲线图

Fig.7 Temperature rise curve as the heating power is 7.2 W

从图6可以看到,当加热功率为 3.2 W 时,相变材料热控装置壳体上布置的5个测温点的温度变化大致可以分为3个阶段,分别是 $16.0 \sim 26.5$ °C 的固态阶段、 $26.5 \sim 30.0$ °C 的固液共存阶段和 $30.0 \sim 45.0$ °C 的液态阶段.

$26.5 \sim 30.0$ °C 的固液共存阶段的升温速率明显

比 16.0~26.5 °C 的固态阶段或者 30.0~45.0 °C 的液态阶段的速率慢,达到了预期的效果.在图 7 中可以得到类似的结论,相变材料固液共存阶段的升温速率明显比单相液态或者固态阶段的速率要慢.同时,对比图 6 和图 7 可以发现,同一相变材料热控装置在加热功率分别为 3.2 W 和 7.2 W 时,各个阶段的历时不同,具体分别为固态 527, 203 s,固液态 3 608, 1 459 s,液态 811, 406 s.实验数据表明,加热功率为 3.2 W 的固态、固液共存和液态 3 个阶段的历时分别是加热功率为 7.2 W 的 259%, 247%, 200%,固液共存状态的实验值相对于计算值的偏差值为 9.9%.经计算,当加热功率为 3.2 W 时,3 个阶段的加热量分别为 1.46, 10.5, 2.92 kJ,可以看到,固液共存阶段吸

收的加热量比单相时的加热量大了一个数量级.

3.3 重力对升温特性的影响

由于在地球上进行实验会受到重力的影响,而该相变材料热控装置的应用场合是月球,月球上的引力为地球上引力的 1/6,所以,必须进一步探究重力对升温特性的影响.

本文进行了相变材料在 0°, 90°, 180°, 270° 这 4 个方位的升温特性实验.由图 8 可见,4 个方位的升温曲线基本一致,说明相变材料在发生相变时因重力引起的自然对流,在不倾斜角度下对换热整体效果的影响可以忽略,可反推出在月球环境下相变组件可以正常工作,即利用相变潜能可达到抑制温度过快上涨的效果.

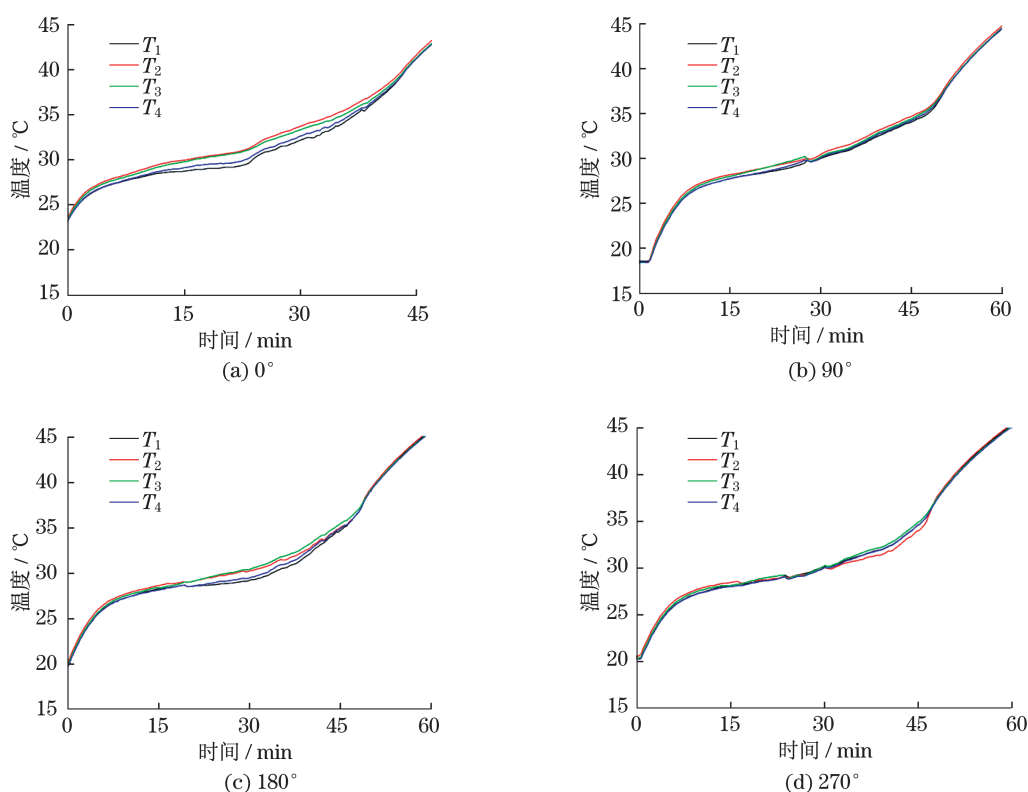


图 8 在不同角度下的升温曲线图

Fig. 8 Temperature rise curve at different inclinations

4 结 论

设计了航天器激光载荷相变热控装置,提出以加入碳纤维的十八烷作为相变材料,LF21 铝合金为壳体材料.基于 ANSYS 有限元分析软件,对该相变材料热控装置壳体进行了耐压强度分析.力学振动

和热真空实验的结果表明,在要求的振动和热真空环境中不会产生塑性形变和泄露.并对该装置的升温特性进行了实验研究,结果表明,固液共存阶段的升温速率比单相阶段的慢,历时长且吸热量大,在不同倾斜角度下重力引起的相变过程中自然对流对换热整体效果的影响可以忽略.

参考文献:

- [1] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 2版. 北京:科学出版社,1998:320-357.
- [2] 王磊,营鲁京. 相变材料在航天器上的应用[J]. 航天器环境工程,2013,30(5):522-528.
- [3] FIXLER S Z. Satellite thermal control using phase-change materials [J]. Journal of Spacecraft and Rockets,1966,3(9):1362-1368.
- [4] BISWAS D R. Thermal energy storage using sodium sulfate decahydrate and water[J]. Solar Energy,1977,19(1):99-100.
- [5] BIRUR G C, JOHNSON K R, NOVAK K S, et al. Thermal control of mars lander and rover batteries and electronics using loop heat pipe and phase change material thermal storage technologies[C] // Proceedings of 30th International Conference on Environmental Systems. Toulouse, France: SAE, 2000: 1021-1029.
- [6] BIRUR G, NOVAK K. Novel thermal control approaches for mars rovers[R]. Washington: NASA, 2006.
- [7] PAUKEN M, SUNADA E, NOVAK K, et al. Development testing of a paraffin-actuated heat switch for mars rover applications[R]. Washington: NASA, 2002.
- [8] 杜雁霞,程宝义,贾代勇,等. 相变材料蓄冷板凝固过程的传热研究[J]. 制冷学报,2005,26(2):44-46.
- [9] 朱孝钦,杨玉芬,李淑兰,等. 新型相变材料换热器热能储存与释放特性[J]. 化学工程,2008,36(9):23-27.
- [10] 于丹,曹勇,曹范梅. 组合式相变材料换热器储热速率的实验研究[J]. 暖通空调,2008,38(5):65-67.
- [11] 崔海亭,袁修干,侯欣宾. 组合式相变材料吸热器热性能研究[J]. 中国电机工程学报,2003,23(5):166-169.
- [12] 方铭,陈光明. 组合式相变材料组分配比与储热性能研究[J]. 太阳能学报,2007,28(3):304-308.
- [13] ZALBA B, MARÍN J M, CABEZA L F, et al. Review on thermal energy storage with phase change: materials, heat transfer analysis and applications [J]. Applied Thermal Engineering, 2003, 23(3): 251-283.
- [14] FARID M M, KHUDHAIR A M, RAZACK S A K, et al. A review on phase change energy storage: materials and applications [J]. Energy Conversion and Management, 2004, 45(9/10): 1597-1615.
- [15] SHARMA A, TYAGI V V, CHEN C R, et al. Review on thermal energy storage with phase change materials and applications [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2009, 13(2): 318-345.
- [16] LIU M, SAMAN W, BRUNO F. Review on storage materials and thermal performance enhancement techniques for high temperature phase change thermal storage systems [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2012, 16(4): 2118-2132.

(编辑:石 瑛)