

面向航天应用的液态金属相变传热性能研究

张旭东^{1,2} 杨昌鹏³ 于新刚³ 王正义⁴ 刘静^{1,2}

(1 中国科学院理化技术研究所, 中国科学院低温工程学重点实验室, 低温生物医学工程学北京市重点实验室, 北京 100190)

(2 中国科学院大学, 未来技术学院, 北京 100049)

(3 北京空间飞行器总体设计部, 空间热控技术北京市重点实验室, 北京 100094)

(4 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要 为探究液态金属相变材料的适用范围, 本文使用数值模拟手段, 比较分析了以镓为代表的低熔点金属与以正十八烷为代表的石蜡类相变材料之间的传热性能。结果表明, 镓更适用于应对瞬时高热流冲击, 即高热流、短时间工作的电子设备散热; 而正十八烷适用于低热流、较长时间工作的电子设备控温。此外, 单位体积相变材料, 镓模块的热控时间长于正十八烷模块; 单位质量相变材料, 镓模块在短时间内占优, 长时间内正十八烷模块占优。针对潜在应用场景进行分析, 表明了液态金属相变材料可用于航天天线TR组件和激光器芯片控温。

关键词 液态金属, 相变传热, 数值模拟, 微重力, 天线TR组件, 激光芯片

中图分类号: V11

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2021.06.003

Phase Change Heat Transfer Performance of Liquid Metal for Space Equipment Thermal Control

ZHANG Xudong^{1,2} YANG Changpeng³ YU Xingang³ WANG Zhengyi⁴ LIU Jing^{1,2}

(1 Beijing Key Lab of Cryo-Biomedical Engineering and Key Lab of Cryogenics, Technical Institute of Physics and Chemistry, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

(2 School of Future Technology, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

(3 Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control technology, Beijing 100094)

(4 Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

Abstract Liquid metal is an attracting phase change material which has the advantages of high thermal conductivity, large volume latent heat and low volume expansion rate. It has potential application prospects in the field of aerospace thermal control. In order to explore the applicable scope of liquid metal phase change materials, the heat transfer performance and temperature control time between low melting point metal represented by gallium and paraffin phase change material represented by n-octadecane were compared and analyzed by numerical simulation. The results show that gallium module is more suitable to deal with transient high heat flux and short time operation of electronic devices, while n-octadecane module is suitable for low heat flux and long-time operation of electronic devices. In addition, the thermal control time per unit volume of gallium module is longer than that of n-octadecane module; for unit mass of phase change material, the gallium module is dominant in a short time and n-octadecane module is dominant in a long time. The analysis of two space application scenarios shows that low melting point metal phase change materials can be used for antenna TR module and high power laser chip temperature control.

Key words Liquid metal, Phase change heat transfer, Numerical simulation, Microgravity, Antenna TR assembly, Laser chip

收稿日期: 2021-02-23

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(91748206); 国家载人航天办公室项目(921项目)

第一作者简介: 张旭东, 1992年出生, 博士研究生, 主要从事高热流密度散热技术、液态金属热界面材料和电磁流体力学研究。E-mail: zhangxudong16@mails.ucas.ac.cn, 18811345210@163.com

0 引言

航天器在轨运行时,因轨道外热流变化很大,致使仪器设备的热负荷发生波动较大。特别是对于某些小热容设备,其工作温度范围越来越窄,且对温度波动性要求很高^[1],这给航天器热控设计带来了许多技术难题。相变材料在融化过程中具有近似等温、可吸收大量热量的优点,特别适用于周期性工作的仪器设备^[2]。因此,将固液相变技术应用于空间热管理,既可以解决间歇性的热冲击问题,降低热应力,也可以用来应对瞬时热冲击或风扇短时失效情形,提高设备的使用寿命。此外,相变散热部件更加紧凑,没有运动部件,可以带来小型化和轻量化的优势。

在空间热管理领域,相变热控技术已有许多成功应用案例^[3-5]。“漫游者”火星着陆器采用相变材料热控装置对电池控温,相变材料热控装置为圆筒状,将4个蓄电池包裹在中间,容器材料为铝合金,相变材料采用正十二烷,其熔点为 $-9.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在“阿波罗-15”月球车中,固液相变模块用于多个设备控温,包括信号处理单元和蓄电池、驱动控制器、月球通信继电器单元,月球车工作时,设备产生的热量被相变材料吸收;工作结束后,打开安装在辐射器上的百叶窗向空间散热,相变材料降温而再次凝固,为下一次任务做好准备。中国空间技术研究院研制的两相流体回路系统中,利用相变材料的潜热吸收输入功率的热耗散,即在蒸发器集热座内加注石蜡相变材料,可以避免当输入功率较小时冷凝管路出现冻结以及当输入功率突然增大时出现蒸发器烧干的情况。

传统航天用相变材料以石蜡类有机材料为主,石蜡相变材料相变潜热值约为 $200\sim 300\text{ kJ/kg}$ 。有机相变材料的热导率普遍较低,约为 $0.2\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ^[6],这严重限制了其传热性能。此外,航天器运行处于微重力环境下,自然对流被抑制,导致热传导作用在相变传热中被极大强化,即材料热导率的因素比地面环境下更为显著。液态金属是近年来兴起的一大类新型相变材料,具有高热导率和大体积相变潜热的优点^[7-8]。杨小虎等^[9]数值模拟了镓在常重力环境下矩形腔体内的融化过程,结果表明热传导在镓融

化中占主导作用。郭文华等^[10]数值比较了微重力环境下,圆柱形镓与水、正十八烷的融化特性,表明镓的融化时间比冰和正十八烷分别减少了 88.3% 和 96.4% 。葛浩山等^[11,12]将镓用于U盘控温,实验结果表明,镓的融化速率较正二十烷有显著提升,能够显著降低U盘的工作温度。虽然液态金属的热导率和体积潜热优于石蜡,但是液态金属的密度远大于石蜡,限制了其在航天领域的应用范围。因此,在航天设备热控应用中,寻找液态金属相变材料的适用领域具有重要意义。

本文通过对正十八烷和镓相变材料融化过程进行数值模拟,分别比较了相同体积和相同质量时两种材料的相变传热效果,分析了不同热流密度下热源的最高温度和最大温差。其次,针对某天线TR组件和某激光芯片相变热控需求,设计了镓相变模块。

1 数值模拟

1.1 物理模型

本研究以长方体相变热沉为研究对象,图1为详细几何模型。热源体积为 $50\text{ mm}\times 50\text{ mm}\times 5\text{ mm}$, $50\text{ mm}\times 50\text{ mm}$ 为散热面,被视为均匀发热的体热源。相变热沉为长方体,壁厚 1 mm ,材质为紫铜。热沉内部填充相变材料,无肋片。热源与热沉界面的传热系数取 $1\ 500\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$,热沉表面和热源表面均为绝热边界条件。初始温度为 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。表1为相变材料镓、正十八烷和紫铜的热物性参数。

本研究分别比较分析相同体积和相同质量相变材料时,两个模块的控温性能和控温时间,最高温度设为 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$,各模块的体积和质量如表2所示。

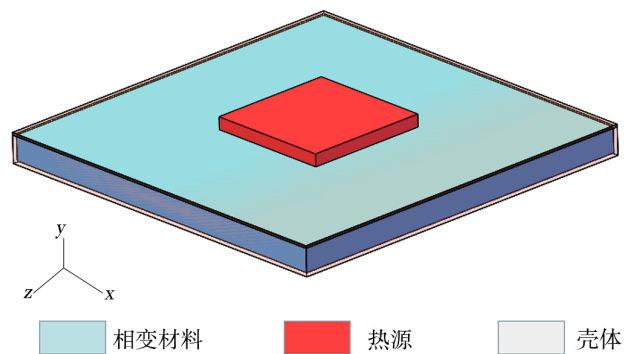


图1 相变热沉几何模型

Fig. 1 Geometry of phase change heat sink

表1 相变材料与铜的物性参数

Tab. 1 Physical properties of phase change material and copper

| 材料 | 熔点/ $^{\circ}\text{C}$ | 潜热/ $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$ | 密度/ $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ | 比热/ $\text{kJ}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1}$ | 热导率/ $\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$ |
|------|------------------------|------------------------------------|-----------------------------------|---|--|
| 正十八烷 | 29 | 244 | 814(s)/724(l) | 2.150(s)/2.180(l) | 0.36(s)/0.15(l) |
| 镓 | 29.8 | 80.16 | 5904(s) | 0.372(s) | 33.49(s) |
| 铜 | - | - | 8979(s) | 0.381(s) | 387.6(s) |

表2 两个相变模块的体积和质量

| 研究内容 | 镓模块体积/mm ³ | 正十八烷模块体积/mm ³ | 镓模块质量/g | 正十八烷模块质量/g |
|------|-----------------------|--------------------------|---------|------------|
| 同体积 | 152×152×12 | 152×152×12 | 1328 | 183 |
| 同质量 | 57×57×12 | 152×152×12 | 183 | 183 |

1.2 数值模型

焓-多孔度方法将固液两相方程完美统一,可以用固定网格求解固液相变问题,并自动捕捉固液界面^[13]。在本文研究中,采用这种数值计算模型。通过采用焓-孔隙率方法在凝固/融化模型中引入液相分数 β 来表示液态物质在整个控制容积中所占的比例,通过液相比比例来间接追踪相界面位置的变化,液体分数的计算以焓的平衡为基础进行求解^[14]。这里,我们忽略固液相的体积变化,微重力环境下忽略相变过程中的自然对流。基于这一模型,我们利用商用软件 Comsol 来对镓和正十八烷的融化过程进行比较。其控制方程为:

连续性方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

动量控制方程:

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) = \text{div}(\eta \text{grad} \mathbf{V}) - \text{grad} P + \rho g \beta (T - T_{\text{ref}}) + S \quad (2)$$

能量控制方程:

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V} h) = \text{div}(\lambda \times \text{grad} T) \quad (3)$$

$$S = \frac{(1 - \beta)^2}{(\beta^3 + \varepsilon)} CV \quad (4)$$

$$\beta = \begin{cases} 0 & (T < T_s) \\ 1 & T > T_l \\ \frac{T - T_s}{T_l - T_s} & T_s < T < T_l \end{cases} \quad (5)$$

1.3 求解方法与独立性验证

选择3D分离、隐式、非稳态求解器求解,加载凝固/融化(solidification/melting)模型来模拟。压力速度耦合采用SIMPLE算法,动量及能量方程均采用二阶迎风格式进行离散,采用PRESTO格式进行压力校正,松弛因子均采用默认值。

为保证模拟结果的准确性,在进行数值计算之前需先对模型进行独立性验证。采用四面体非结构化网格,划分网格数分别为粗网格118 127、正常网格374 721和细网格545 166,当网格数达到374 721时即可满足计算精度要求,如图2所示。由于所模拟的是瞬态传热流动模型,故进行时间步长独立性验证

是必要的,经过多次试算,选择时间步长为10 s。

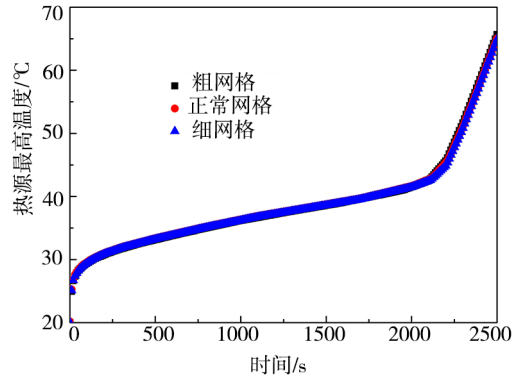


图2 网格无关性验证

Fig. 2 Check of grid independence

2 结果与讨论

2.1 相同体积

图3展示了热沉中心 xy 切面的温度云图随时间变化,加热功率50 W。可以看出,镓模块的热源温度远低于正十八烷模块,一方面因为镓具有更大的体积热容,另一方面因为镓的热导率远高于正十八烷。此外,对于正十八烷模块,热源与相变材料之间存在很大的温度梯度,而镓模块的热源与相变材料之间温度梯度很小。这部分温度梯度主要是由于融化后液体的导热热阻决定的,液体的热导率越高,温差越小。而镓的热导率约为正十八烷的223倍,这决定了镓相变模块具有更小的导热温差。

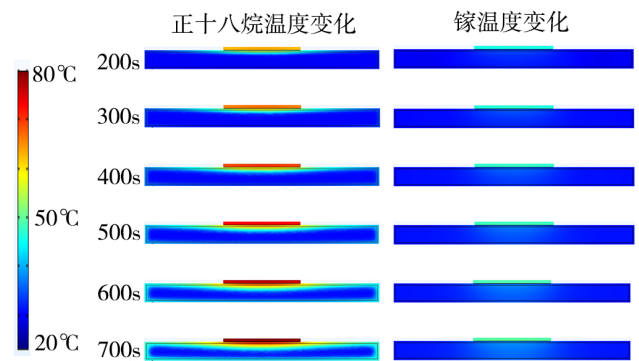


图3 热沉中心 xy 切面的温度云图随时间变化

Fig. 3 Temperature cloud variation at xy slide of heat sink center.

图4展示的是热沉中心 xy 切面处,相变材料的相态随时间变化。可以看出,镓优先沿着垂直方向融化(y 方向),然后向 x 方向和 z 方向融化;而正十八烷的热导率较低,沿着三维方向融化,呈现梯形。两种相变材料不同融化模式为热沉腔体内部强化传热指明了方向,对于镓相变热沉,肋片应该沿着 x 方向和 y 方向布置,对于正十八烷相变热沉,肋片应该沿着最大热阻方向布置,即热源与最后融化点连线方向布置。

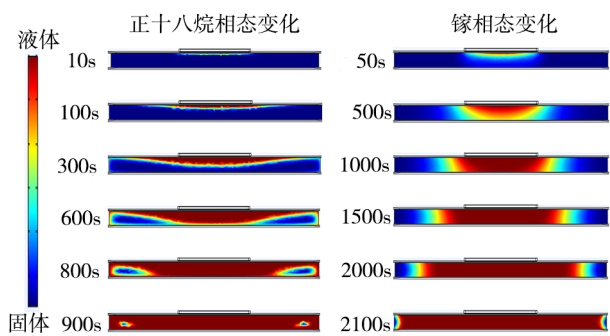


图4 热沉中心切面,相变材料的相态随时间变化

Fig. 4 Phase state variation with time at xy slide of heat sink center

图5为热源最高温度随时间的变化。热源工作后,相变模块吸收热量,热量以显热的形式存在,温度升高;当温度高于相变材料的熔点后,相变材料开始融化,热量以潜热形式存储在液体中,温度缓慢上升;当相变材料融化完成后,温度继续快速升高。从图中数据可以看出,当正十八烷模块的热源温度达到80℃时,镓模块的热源温度仅仅为48℃,充分体现了镓相变控温的优越性。从图5中还可以看到,镓相变热沉可以维持2400s,正十八烷相变热沉可以维持700s,这因为镓的体积相变潜热大于正十八烷。

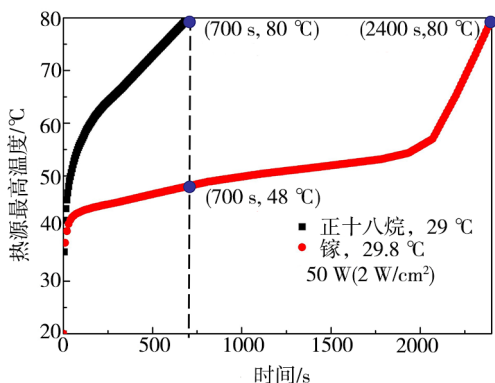


图5 相同相变材料体积,热源最高温度随时间变化

Fig. 5 Maximum temperature variation of heat source at equal volume phase change material

对于一些电子器件,温度均匀性是衡量散热能力的一项重要指标,例如固体激光器等。在本研究中,由于热源表面积较大,并且与相变热沉的表面尺寸不一致,热源表面会出现较大的温差,图6为热源表面温差随时间的变化。可以看出,在相变整个过程中,正十八烷相变模块的热源温差最大为2.3℃,镓相变模块的热源温差最大为1.1℃,并且镓模块热源温差始终低于正十八烷模块热源温差,这说明镓相变模块具有更好的热扩展性能,适用于大尺寸的热源相变控温。

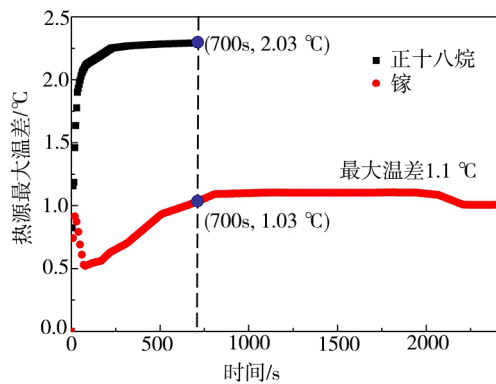
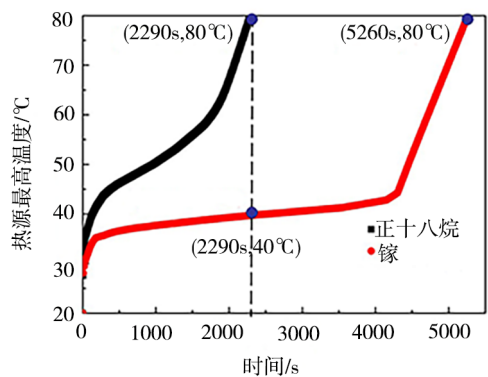


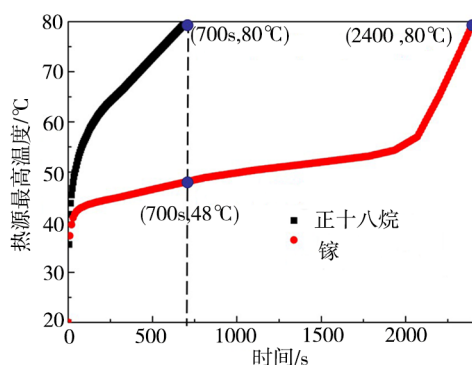
图6 相同相变材料体积,热源表面温差随时间变化

Fig. 6 Maximum temperature difference of heat source at equal volume phase change material

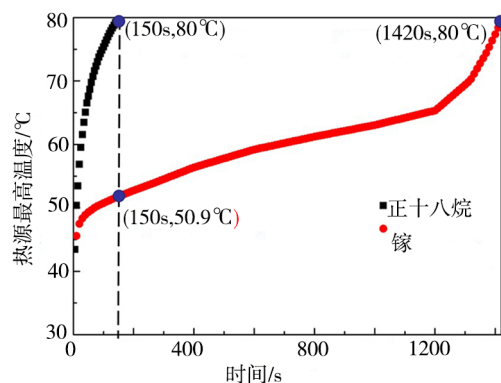
图7为不同热源功率下,热源最高温度随时间的变化。可知,随着热源功率增加,控温时间逐渐减小,



(a) 25 W



(b) 50 W



(c) 75 W

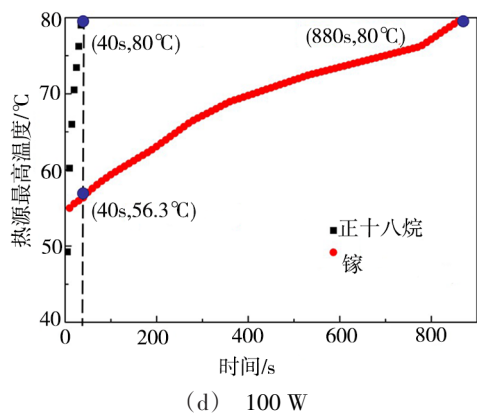


图7 相同体积,热源最高温度随时间变化

Fig. 7 Maximum temperature variation of heat source at equal volume

镓模块的控温时间一直大于正十八烷模块。热源功率 25 W 时,镓模块和正十八烷模块都融化完毕;但是热源功率 50、75 和 100 W 时,正十八烷材料未融化完毕,热源温度就达到了温度上限 80 °C,因此控温时间快速减小;而镓相变模块在 25、50、75 和 100 W 时都能融化完毕,控温时间缓慢减小。在 100 W 加热功率时,镓模块控温时间是正十八烷控温时间的 22 倍。四种热功率下,两种相变模块的控温时间见表 3。

表3 镓模块与正十八烷模块的温控时间
Tab. 3 Temperature control time of gallium and octadecane moduel at equal volume.

| 功率/W | 正十八烷控温时间/s | 镓控温时间/s |
|------|------------|---------|
| 25 | 2290 | 5260 |
| 50 | 700 | 2400 |
| 75 | 150 | 1420 |
| 100 | 40 | 440 |

2.2 相同质量

图8展示了相同质量相变材料时,热源最高温度随时间的变化。镓的质量热容很小,约为正十八烷的 1/3,因此,对于低热流密度(1、2 W/cm²),正十八烷模块的控温时间大于镓模块的控温时间;然而对于高热流密度(3、4 W/cm²),镓模块的控温时间大于正十八烷模块的控温时间,这是由于正十八烷的热导率较小,正十八烷未开始融化或未融化完就达到了温度上限 80 °C。此外,在相变阶段,镓模块的热源温度始终低于正十八烷模块的热源温度。表4为相同质量下镓模块与正十八烷模块的温控时间。总体来说,镓模块更适用于应对瞬时高热流冲击,即高热流、短时间工作的电子设备散热,而正十八烷模块适用于低热流、较长时间工作的电子设备控温。

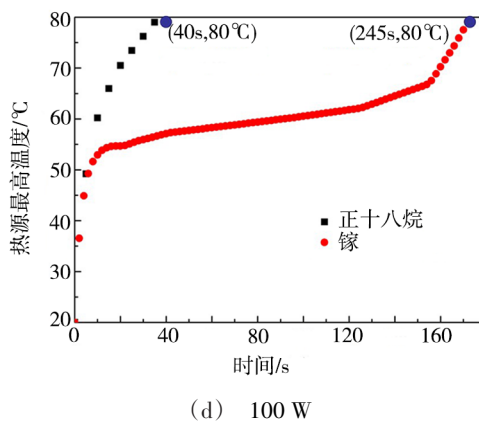
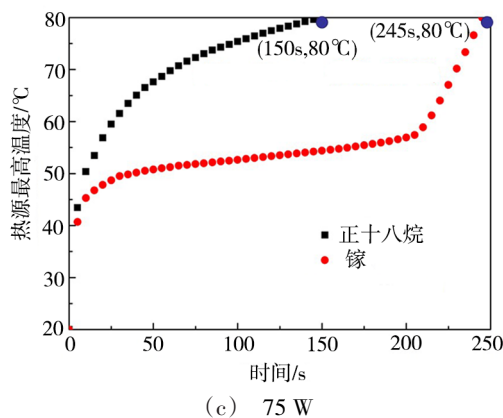
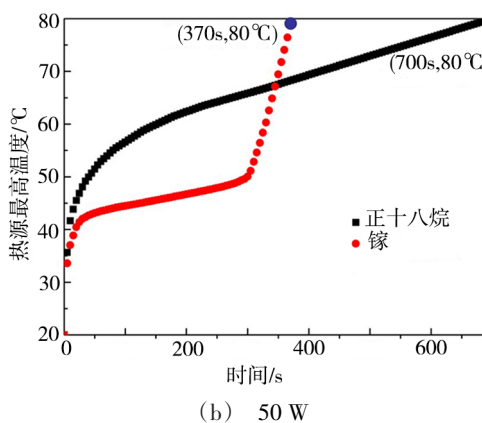
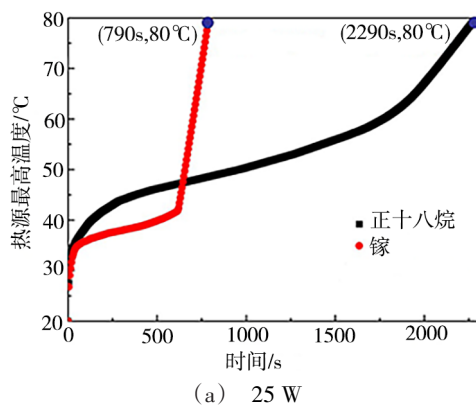


图8 相同质量,热源最高温度随时间变化

Fig. 8 Maximum temperature variation of heat source at equal weight

表4 相同质量下镓模块与正十八烷模块的温控时间
Tab. 4 Temperature control time of gallium and n-octadecane modul at equal weight

| 功率/W | 正十八烷控温时间/s | 镓控温时间/s |
|------|------------|---------|
| 25 | 2290 | 790 |
| 50 | 700 | 370 |
| 75 | 150 | 245 |
| 100 | 40 | 172 |

3 潜在应用分析

3.1 某天线TR组件相变热控

某SAR天线单个TR组件模块尺寸64 mm×64 mm×10 mm,质量0.1 kg,热容60 J/K,热导率150 W/(m·K),在轨短时工作,发热功率50 W,单次工作时长不超过10 min,TR组件起始温度为20℃,在轨温度设计要求不超过45℃。

针对该TR组件模块,设计热沉模块外壳尺寸为92 mm×92 mm×12 mm,热沉壳体壁厚1 mm,采用紫铜材质;热沉内部填充相变材料镓,相变材料尺寸为90 mm×90 mm×10 mm;热沉与TR组件之间填充热界面材料,热界面材料的厚度0.1 mm,传热系数1500 W/(m²·K)。整个模块的质量663 g。

通过数值模拟,得到了TR组件的最高温度和最大温差随时间变化,如图9所示。可以看到,工作10 min时,TR组件的最高温度为41.2℃,低于要求温度上限45℃,此时,热源表面最大温差仅为0.14℃。当TR组件达到温度上限45℃时,其工作时间为815 s,是要求时间600 s的1.36倍,即相变热沉的设计余量为36%。

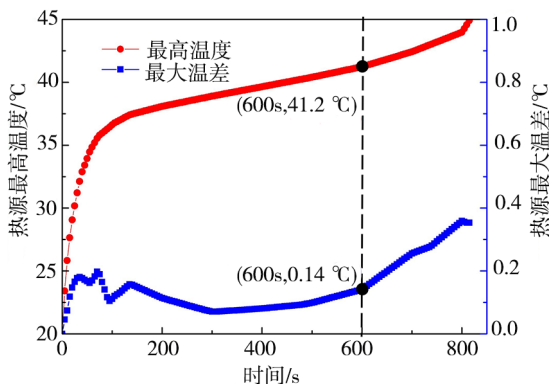


图9 TR组件的最高温度和最大温差随时间变化
Fig. 9 Maximum temperature and maximum temperature difference of antenna TR module

3.2 某激光芯片相变热控

某激光芯片尺寸为10 mm×10 mm×1 mm,密度为2441 kg/m³,热容为600 J/(kg·K),热导率为150 W/

(m·K),在轨短时工作,发热功率100 W,单次工作时长不超过10 s,激光芯片起始温度为20℃,在轨温度设计要求不超过70℃。

针对该激光芯片,设计热沉模块外壳尺寸为32 mm×32 mm×5 mm,热沉壳体壁厚1 mm,采用紫铜材质;热沉内部填充相变材料镓,相变材料尺寸为30 mm×30 mm×3 mm;热沉与激光芯片之间采用焊接工艺,焊接厚度为0.1 mm,传热系数为500 kW/(m²·K)。整个模块的质量为37 g。

通过数值模拟,得到了激光芯片的最高温度和最大温差随时间变化,如图10所示。可以看到,工作10 s时,激光芯片组件的最高温度为66.5℃,低于要求温度上限70℃,此时,热源最大温差为10.1℃。当激光芯片组件达到温度上限70℃时,其工作时间为12.6 s,是要求时间10 s的1.26倍,即相变热沉的设计余量为26%。

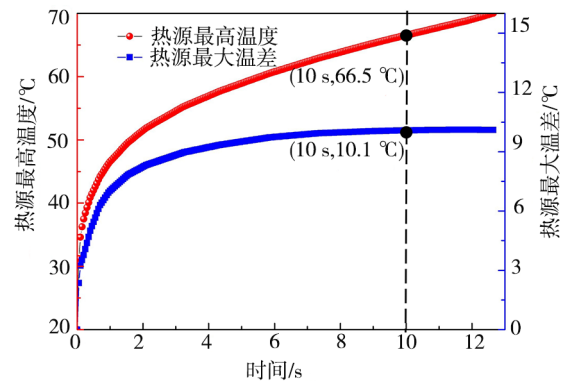


图10 激光芯片的最高温度和最大温差随时间变化
Fig. 10 Maximum temperature and maximum temperature difference of laser chip

4 结论

本研究使用数值模拟手段,比较分析了以镓为代表的低熔点金属与以正十八烷为代表的石蜡类相变材料之间的传热性能和控温时间,得到了如下结论:

(1)得益于镓的高热导率,镓模块更适用于应对瞬时高热流冲击,即高热流、短时间工作的电子设备散热,而正十八烷模块适用于低热流、较长时间工作的电子设备控温;

(2)单位体积镓模块的热控时间大于正十八烷模块;单位质量,镓模块在短时间内占优,长时间内正十八烷模块占优;

(3)针对两种航天应用场景进行分析,表明了低熔点金属相变材料可以用于天线TR组件和高功率激光器芯片控温。

参考文献

[1] 侯增祺,胡金刚,等. 航天器热控技术—原理及其应用[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007:7.

HOU Z Q, HU J G, et al. Thermal control technology and its application [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 7.

[2] 苗建印,钟奇,等. 航天器热控制技术[M]. 北京:北京理工大学出版社,2017.

MIAO J Y, ZHONG Q, et al. Thermal control technology and its application [M]. Beijing: Beijing University of Technology Press, 2017.

[3] 王领华,刘欣,王海英,等. 相变蓄热在飞行器热控中的应用研究[J]. 导弹与航天运载技术,2017, 357(06): 92-96.

WANG L H, LIU X, WANG H Y, et al. Application of phase change heat storage in aircraft thermal control [J]. Missile and Space Delivery Technology, 2017,357(06): 92-96.

[4] 潘艾刚,王俊彪,张贤杰. 相变温控技术在航天热控领域中的应用现状及展望[J]. 材料导报,2013,23:113-119.

PAN A G, WANG J B, ZHANG X J. Application status and Prospect of phase change temperature control technology in aerospace thermal control field [J]. Materials Guide, 2013, 23: 113-119.

[5] 王磊,菅鲁京. 相变材料在航天器上的应用[J]. 航天器环境工程,2013,30:522-528.

WANG L, JIAN L J. Application of phase change materials in spacecraft [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30: 522-528.

[6] ZALBA B, MARIN 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.

[7] 杨小虎. 低熔点金属相变材料传热特性研究及其应

用[D]. 中国科学院大学,2019.

YANG X H. Study on heat transfer characteristics of low melting point metal phase change materials and its application [D]. University of Chinese Academy of Sciences, 2019.

[8] YANG X H, LIU J. Advances in liquid metal science and technology in chip cooling and thermal management [J]. Advances in heat transfer, 2018, 50: 187 - 300.

[9] YANG X H, TAN S C, LIU J. Numerical investigation of the phase change process of low melting point metal [J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2016, 100: 899-907.

[10] 郭文华,彭浩,赵建福. 液态金属镓微重力下的融化传热特性[J]. 空间科学学报, 2019,6.

GUO W H, PENG H, ZHAO J F. Melting heat transfer characteristics of liquid gallium under microgravity [J]. Journal of Space Science, 2019, 6.

[11] GE H, LI H, MEI S, et al. Low melting point liquid metal as a new class of phase change material: An emerging frontier in energy area [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2013, 21: 331-346.

[12] 葛浩山. 低熔点金属相变传热方法的研究与应用[D]. 中国科学院大学,2013.

GE H S. Research and application of phase change heat transfer method for low melting point metals [D]. University of Chinese Academy of Sciences, 2013.

[13] Brent A D, Voller V R, Reid K T J. Enthalpy-porosity technique for modeling convection-diffusion phase change: application to the melting of a pure metal [J]. Numerical Heat Transfer, Part A Applications, 1988, 13(3): 297-318.

[14] GAU C, VISKANTA R. Melting and solidification of a metal system in a rectangular cavity [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1984, 27(1): 113-123.