

# 相变材料在航天器上的应用

王磊<sup>1</sup>, 菅鲁京<sup>2</sup>

(1. 钱学森空间技术实验室; 2. 北京空间飞行器总体设计部: 北京 100094)

**摘要:** 随着航天技术的发展, 航天器内部仪器设备的功耗和热流密度不断增大, 给航天器热控设计带来新的困难, 但为相变材料的应用提供了机遇。文章针对相变材料在相变过程中具有温度恒定、没有运动部件等特点, 重点介绍了相变材料分类、特性及其在航天器热控设计中的应用, 分析了相变材料在工程应用中面临的问题, 给出了相变材料在航天器热控技术上应用的发展方向。

**关键词:** 航天器; 热控; 相变材料; 热管理

中图分类号: TK124

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2013)05-0522-07

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2013.05.013

## 0 引言

航天器在轨运行时, 因轨道的外热流变化很大, 致使仪器设备的热负荷发生巨大变化<sup>[1]</sup>。特别是某些热容较小的特殊设备的工作温度范围越来越窄, 同时对温度波动性又有很高的要求, 这给航天器热控设计带来了技术难题。

由于相变材料在相变过程中具有等温或近似等温、吸收/释放大潜热的优点, 特别适用于具有周期性脉冲式工作的仪器设备; 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。本文评述了相变材料在航天器热控技术中的具体应用, 给出了相变材料在航天器热控技术上应用的发展方向。

## 1 相变材料及热控装置

### 1.1 相变材料的分类

相变材料的种类很多, 多达 6000 种以上。按相变的形式, 可分为固-固、固-液、气-液、气-固 4 种相变材料, 一般来说按上述分类顺序, 其相变潜热逐渐增大。由于气-液、气-固相变过程中产生大量气体, 使得相变装置必须能承受气体膨胀高压而变得复杂<sup>[2]</sup>。目前在航天器热控设计中普遍采用的是固-液相变材料, 它的相变潜热较大但相变体积变化小、相变温度范围广<sup>[3]</sup>。相变材料的分类

如图 1 所示。

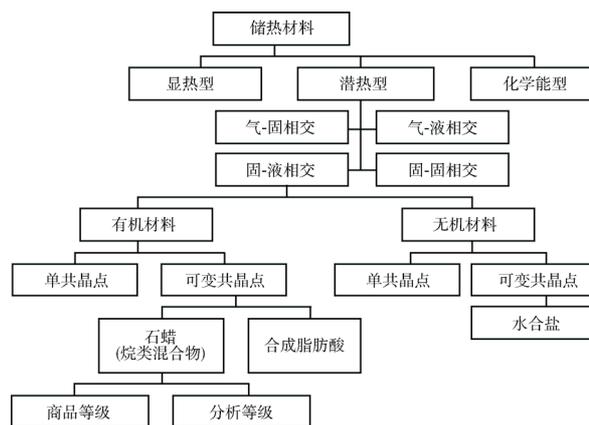


图 1 相变材料分类

Fig. 1 Classification of phase change materials

### 1.2 相变材料的选用考虑

相变材料作为储存热量的载体, 针对不同的应用场合和目的, 应选择不同的相变材料, 这关系到相变装置设计的成败。

航天器的相变材料选用应考虑以下几个方面<sup>[4-5]</sup>。

#### 1) 相变温度

相变材料的相变温度点应选择在被控设备温度周期变化中的某一点上, 尽可能使升温传热量等于降温传热量, 这样可以避免在多次固-液的相变转换中, 由于升温传热量与降温传热量的不平衡

收稿日期: 2013-04-10; 修回日期: 2013-08-30

基金项目: “十一五” 预先研究项目 (编号: 51312040602)

作者简介: 王磊 (1969—), 男, 博士学位, 高级工程师, 研究方向为航天器热控制, 热控材料和空间环境。E-mail: leiwhit@sina.com。

造成在升温或降温的方向上传热量的累加,使相变材料热控装置失效。

表1列出了-25~62℃温度范围内的相变材料,

其中大多数材料的熔点都在室温附近。对于电子设备的温度控制和载人航天器的环境控制来说,这个温度范围是很适合的。

表1 -25~62℃温度范围内典型的相变材料  
Table 1 Typical PCMs in the range of -25℃ to 62℃

材料名称	熔点/℃	熔化热/(kJ·kg <sup>-1</sup> )
正二十烷/n-Eicosane (C <sub>20</sub> H <sub>42</sub> )	37	246
正十一烷/n-Undecane (C <sub>11</sub> H <sub>24</sub> )	-25	141
正十二烷 n-Dodecane (C <sub>12</sub> H <sub>26</sub> )	-12	211
正十三烷/n-Tridecane (C <sub>13</sub> H <sub>28</sub> )	-6	155
正十四烷/n-Tetradecane (C <sub>14</sub> H <sub>30</sub> )	6	228
正十六烷/n-Hexadecane (C <sub>16</sub> H <sub>34</sub> )	17	237
正十七烷/n-Heptadecane (C <sub>17</sub> H <sub>36</sub> )	22	213
正十八烷/n-Octadecane (C <sub>18</sub> H <sub>38</sub> )	28	244
正十九烷/n-Nonadecane (C <sub>19</sub> H <sub>40</sub> )	32	187
正二十八/n-Octacosane (C <sub>28</sub> H <sub>58</sub> )	62	253
醋酸/Acetic acid (CH <sub>3</sub> COOH)	17	187
水	0	333

## 2) 热导率

由于相变材料的热导率较低,会导致其内部温度梯度的增加,而使被控设备的温度超过控制要求。提高相变材料热导率的通常方法是在相变材料中加入热导率高的填料,在相变材料内生成低热阻通道,降低内部的温度梯度。

## 3) 过冷

相变材料的过冷是指材料在液相时,当温度低于其固-液平衡温度以下仍不凝固的现象。这样就不能很好地利用相变材料的熔化潜热来控制温度,致使被控设备温度过高。因此,在选择相变材料时,要考虑那些无过冷现象的或过冷现象可以忽略的材料。对于有过冷现象的相变材料,可通过加入结晶催化剂,消除其过冷现象。

## 4) 与容器材料的相容性

目前航天器上储存相变材料的容器常用金属材料有铝、钛和不锈钢3种。它们的强度-质量比高,而且耐腐蚀。虽然不锈钢的比重大,但弹性好,能够适应相变材料的体积变化。因此,在选择容器材料时,必须充分考虑其与相变材料的相容性。

## 5) 体积变化

相变材料固-液相的变化,会导致其体积的变化。由体积变化所导致的膨胀力非常巨大,可能引起容器破坏。因此在设计时,除满足热要求、空间环境等因素外,要充分考虑容器的结构强度。在灌

装相变材料时,应留有一定的空间余量。

在选择相变材料时,若相变温度适合的不只一种,则应比较其他特性。相变材料特性的选择考虑见表2。实际上,不存在每一项特性都优异的相变材料,必须综合考虑。一般来说,选中的相变材料与未选中的相比,给设计带来的问题应当更少。

表2 相变材料特性的选择考虑  
Table 2 Selection of PCMs characteristics

性质或特性	期望值
熔化热	高
热导率	高
热容	高
密度	大
熔化时的体积变化	小
蒸气压	小
熔化和凝固性质	可靠和可逆
可用性	容易获得
成本	低
相容性	与壳体材料和填料相容
毒性	无毒
危险性	无危险
性质数据	容易获得并经证明
表面张力	小

目前符合航天器空间环境要求的相变材料有石蜡类。石蜡主要由直链烷烃混合而成,其通用分子式为C<sub>n</sub>H<sub>2n+2</sub>,常温下,n<5时为气体,5≤n≤15为液体,n>15是固体。石蜡类相变材料具有熔化潜热高,可供选择的熔点温度范围宽(-5~66℃),无毒、无腐蚀性,500℃以下化学性质稳定,过冷

现象可以忽略, 熔化时体积变化小, 与大多数材料相容好, 价格较低等优点。但它也有一些缺点, 如导热系数和密度均较小<sup>[6]</sup>。为保证温度控制的准确性, 相变材料的纯度一般应大于 99.9%。

### 1.3 相变材料的热控原理及热控装置的考虑

用相变材料将被控设备与外部环境隔离, 当它们之间的接触界面温度升高到相变材料的熔点时, 相变材料熔化并吸收与熔化潜热相当的热量, 使界面温度保持在熔点温度附近; 当界面温度由于内部或外部原因而下降时, 相变材料凝固并放出潜热, 维持界面温度基本不变。根据这一工作原理, 相变材料热控装置可按要求设计成既是热沉又是热源的可逆系统。

根据使用条件的不同, 可以把相变材料热控装置设计成不同的形状, 如矩形、扁圆形和管形等。尽管可以制作成各种各样的形状, 但基本结构是相似的, 均包含有壳体、相变材料、充装管等部分。

## 2 相变材料在航天器热控中的应用

航天器的相变材料热控装置如图 2 所示。当辐射器受到空间外热流的照射或内部仪器设备的耗散热时, 相变材料吸收热量而升温, 当超过它的熔点时就熔化; 当航天器进入阴影区或仪器设备停止工作时, 因外部热量减小使相变材料放热而凝结。这样一来, 仪器设备的温度将保持相对的稳定, 而不会受到外热流和内热源的影响。Fixler<sup>[7]</sup>对相变材料装置与其他散热方式进行了比较研究, 从单位面积质量指标上看: 对于 Nimbus 轨道上的航天器, 若采用二十烷相变材料, 质量是  $0.918 \text{ kg/m}^2$ ; 而采用百叶窗是  $7.324 \text{ kg/m}^2$ 。对于 OGO (Orbiting Geophysical Observatory) 航天器, 采用二十烷相变材料是  $0.840 \text{ kg/m}^2$ ; 采用百叶窗是  $2.93 \text{ kg/m}^2$ ; 采用流体回路循环系统是  $2.442 \text{ kg/m}^2$ 。由此可见, 相变材料装置在减小重量上还是具有很大的优势。

在“阿波罗-15”任务中, 月球车用过三套相变材料热控装置。第一套相变材料装置通过导热带与信号处理单元、蓄电池连接。月球车每次行走时, 信号处理单元和蓄电池产生的热量被相变材料吸收; 行走任务结束后, 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, 为下一次行走任务作好准备。第二套装在驱动控制器上。当月球车行走时, 相变材料吸收驱动控制器产生的热量; 行走结束后, 通过百叶窗散热而使相变材料再凝固。第三套用于月球通信继电器单元的热控。当月球车行走时, 相变材料吸收月球通信继电器单元产生的热量; 行走结束后, 移开盖在月球通信继电器单元辐射器上的隔热板, 使相变材料的热量辐射到空间而再凝固<sup>[8]</sup>。

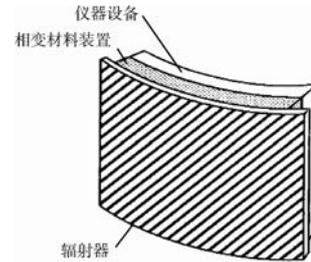


图2 相变材料热控装置示意图

Fig. 2 Schematic diagram of PCM thermal control equipment

LEO大型平面天基雷达天线热控设计的主要难点是如何在阴影区保持其温度恒定。为此可以利用相变材料解决天线结构及电子设备的温度波动问题<sup>[9]</sup>。天线的热控设计如图3所示, 在由碳纤维/环氧树脂复合材料制成的天线结构板内填充含有相变材料(熔点为 $37^\circ\text{C}$ , 潜热为 $240 \text{ kJ/kg}$ )的泡沫碳。泡沫碳既可以增强相变材料的导热性能, 又可以保证天线的结构强度。使用相变材料后天线的温度波动从 $80\sim 120^\circ\text{C}$ 下降到 $20\sim 30^\circ\text{C}$ , 同时还满足了重量的要求。

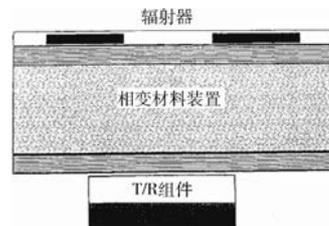


图3 天线热控设计示意图

Fig. 3 Antenna thermal control configuration

“漫游者”火星着陆器采用相变材料热控装置对电池控温。火星夜间大气温度为 $-100^\circ\text{C}$ , 白天为 $0^\circ\text{C}$ , 环境温度波动大大超出了电池的允许温度范围 $-10\sim 25^\circ\text{C}$ , 因此只好采用相变材料热控方式减少环境温度波动对电池的控温影响。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 $-9.6^{\circ}\text{C}$ 。另外在火星表面探测器上还使用了石蜡相变材料控制驱动热开关。热开关安装在电池和外部辐射器之间, 如图4所示。热开关的工作原理是: 当石蜡熔化且随着温度的升高继续膨胀时, 将驱动杆推出, 使冷/热端表面接触在一起而提供传热路径; 当石蜡冷凝冻结时, 收缩的弹力将两个端面拉开从而切断传热路径<sup>[10-13]</sup>。

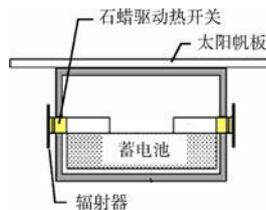


图4 热开关在“漫游者”探测器内安装示意图  
Fig. 4 Configuration of heat switch on Mars Rover

中国空间技术研究院在两相流体回路系统的研制过程中, 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。蒸发器的结构如图5所示。相变材料为石蜡, 相变容器由紫铜制成。



图5 带有相变材料的蒸发器  
Fig. 5 Evaporator with PCM device

### 3 相变材料的发展方向

#### 3.1 新型相变材料

传统的相变材料在实际应用中需要加以封装或使用专门的容器防止其泄漏, 这不仅会增加热源设备与相变材料之间的热阻, 降低传热效率, 还增加了相变装置的重量。

为解决上述问题, 近年来出现了定形相变材料和微胶囊相变材料。定形相变材料在发生固-液相变后仍保持其在固态时的形状, 是一种不需要封装的相变材料。因此在吸热和放热过程中不存在与传热介质之间的封装热阻, 有利于相变材料与传热流体

间的换热。此外, 定形相变材料具有膨胀系数较小, 相变体积变化小; 无过冷现象和相分离现象; 无毒、无腐蚀、无污染; 性能稳定, 使用寿命长; 装置简单, 使用方便等特点。试验表明: 用石蜡制备的胶囊状定形相变材料, 使用1000次后, 胶囊化石蜡的结构形状和储热密度不变<sup>[14]</sup>。用高密度聚乙烯与熔点为 $58^{\circ}\text{C}$ 的精炼和半精炼石蜡(质量分数为0.75)作为原料制成的定形石蜡, 潜热高达 $150.74\text{kJ/kg}$ <sup>[15]</sup>。

微胶囊相变材料是在固-液相变材料微粒表面包覆一层性能稳定的膜而构成的具有核壳结构的复合相变材料。胶囊的直径从 $1\mu\text{m}$ 到几百 $\mu\text{m}$ 不等, 壳壁厚度 $0.1\sim 200\mu\text{m}$ 。微胶囊相变材料在相变过程中, 内核发生固-液相变, 而其外层膜保持为固态, 因此该类相变材料在宏观上表现为固态微粒。微胶囊不仅解决了固-液相变材料相变时体积变化以及泄漏问题, 还阻止相变材料与外界环境的直接接触, 从而起到保护相变材料的作用。另外, 由于粒径很小而比表面很大, 微胶囊相变材料提供了巨大的传热面积, 并且由于囊壁很薄, 传热得到了很大的改善。

美国NASA将微胶囊相变材料置于织物中, 制成具有良好温度调节功能的航天服, 以保护航天员免受空间温度急剧变化的伤害。在泵驱动流体换热系统中, 加入由正十八烷、正二十烷、正十七烷、正十九烷等制备的粒径为 $10\sim 30\mu\text{m}$ 微胶囊相变材料, 形成液体-颗粒悬浮物。试验结果表明, 微胶囊相变材料悬浮液能够提供 $10\sim 40$ 倍于一般流体的等效热容, 使 $Nu$ 数提高 $2\sim 3$ 倍。这样一来, 在相同冷却功率的要求下, 冷却系统所需的泵功耗、流体流速及热沉体积均可大幅减小<sup>[16-17]</sup>。以密胺树脂为壁材、正二十二烷为芯材的微胶囊相变材料, 具有较高的蓄热能力( $156\text{kJ/kg}$ ), 且其热性能在 $0\sim 180^{\circ}\text{C}$ 范围内稳定<sup>[18]</sup>。将石蜡包覆于白明胶和阿拉伯树胶中制成的石蜡微胶囊, 在经受上千次的热循环后保持储热能力、释放能力、化学性质和结构轮廓不变<sup>[19-20]</sup>。

另外将纳米胶囊相变材料掺入到热控涂层中, 涂敷在航天器设备及舱板表面, 还可以起到隔热和恒温的作用, 从而提高它们的使用寿命和可靠性。

### 3.2 强化相变材料的传热能力

目前在相变材料使用中存在的一个问题是在一定的温差条件下,如何将设备工作产生的热量在短期内传递给相变材料,即如何保证相变材料在有限的时间内全部熔化,或者在放热过程中全部凝固。因为通常使用的相变材料是导热率很小的石蜡类物质,同时,微重力条件又抑制了对流传热效应。相变装置内部的高效传热是制约相变装置设计使用效果的另一个关键因素。

研究表明:在石蜡中加入质量分数为5%~20%的铝粉和铜粉时,其导热系数分别提高了20%~48%和11%~24%;在脂酸中加入质量分数为5%~20%的铝粉和铜粉时,其导热系数分别提高了23%~56%和13%~28%<sup>[21]</sup>。在相变材料中添加石墨后,其热导率从纯石蜡的0.24 W/(m·K)提高到4~7 W/(m·K),储热用的相变材料的储热时间和放热时间分别比纯石蜡缩短了70.7%和56.5%<sup>[22]</sup>。高孔隙率的泡沫金属材料是近年来开发出的一种新型材料,以高孔隙率泡沫金属材料为骨架,在其中填充相应的相变材料所制成的复合相变材料,在密度和单位体积的相变潜热都改变很小的情况下,可以使复合材料的等效导热系数大大提高,如把水充入孔隙率为94.6%的泡沫铝中,其等效导热系数可由0.6 W/(m·K)提高到5.4 W/(m·K)<sup>[23-26]</sup>。

### 3.3 与其他的热控方式相结合。

为了获得较好的强度和轻量化,目前航天器的舱板结构多为铝蜂窝板结构,但铝蜂窝的导热性能差。铝蜂窝结构和玻璃纤维复合材料只在二维方向有高强度,而石墨泡沫材料的刚性比铝蜂窝结构高2倍,在三维方向上都能保持高性能。石墨泡沫沿蜂窝壁面的热导率可达到1700 W/(m·K),平均导热率也可以达到180 W/(m·K)。将石蜡填充于结构板夹层内的石墨泡沫中形成的相变热导增强复合材料是一种新型的板式多层结构,兼具有作为结构材料的功能和热控功能。热控作用通过石蜡的固-液相变实现,结构功能通过刚性石墨/环氧树脂复合材料实现<sup>[27-28]</sup>。同时石墨泡沫材料和传统的复合材料不同,可通过直接的一次无余量模塑成型代替耗时的铺层及胶结成形。板式相变热导增强多层结构将是未来航天器机热一体化设计的发展方向之一。

热管是一种利用工质的相变而传递热量的元件,在小温差下能够传递很大的热流。将热管与相变材料结合起来,即采用附加有填充相变材料腔体的热管,是航天器用热管的一种新尝试。相变热管是将相变材料充装到双孔热管型材的一个孔中,而另一个孔充装氨工质。相变热管既能利用氨工质热管的良好等温性,又可利用相变材料在相变点温度时的良好恒温性,达到对发热设备实现等温和恒温双重控制。

“嫦娥一号”卫星的光学成像探测系统焦面组件的热设计采用了相变材料热管,利用相变材料的潜热抑制CCD器件工作时的温升。图6为相变材料热管截面<sup>[29]</sup>,管材为纯铝,在单孔槽道热管两端分别附加2个腔体,充入80 g/m的正十二烷。结果表明:氨热管和相变材料的耦合性良好,该结构不仅解决元件通过热管将热量导向散热面时温度波动过大的问题,而且还起到了抑制温度过高的作用。

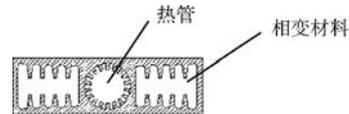


图6 含有相变材料的热管截面图  
Fig. 6 Sectional view of heat pipe with PCM

## 4 结束语

综上所述,相变材料的热控技术逐步在航天热控领域得到应用,已成为航天器实现温度控制的重要措施之一。

随着航天技术的发展,面对航天器热载荷的周期波动和增加,同时又受到系统重量和尺寸的限制,需要有更先进热控方法来满足航天器发展的需要。这些都为相变材料在航天技术中的应用提供了广阔的前景。

### 参考文献 (References)

- [1] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 320-357
- [2] Rathod M K, Banerjee J. Thermal stability of phase change materials used in latent heat energy storage systems: a review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2013, 18(2): 246-258
- [3] Zalba B, Marin J M, Cabeza L F. Review on thermal energy storage with phase change: materials, heat transfer analysis and application[J]. Applied Thermal

- Engineering, 2003, 23(3): 251-283
- [4] Farid M M, Khudhair A M, Razack S A K. A review on phase change energy storage materials and application[J]. Energy Conversion and Management, 2004, 45(9-10): 1597-1615
- [5] Sharma A, Tyagi V V, Chen C R. Review on thermal energy storage with phase change materials and application[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2009, 13(2): 318-345
- [6] 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
- [7] Fixler S Z. Satellite thermal control using phase-change materials[J]. Journal of Spacecraft, 1966, 3(9): 1362-1368
- [8] Biswas D R. Thermal energy storage using sodium sulfate decahydrate and water[J]. Solar Energy, 1977, 19(1): 99-102
- [9] Vrable D L, Vrable M D. Space-based radar antenna thermal control[C]//Space Technology and Applications International Forum. Albuquerque, NM, USA, 2001-02-11
- [10] 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]//30<sup>th</sup> International Conference on Environmental Systems. Toulouse, France, 2000-07-10
- [11] Birur G, Novak K. Novel thermal control approaches for mars rovers, NASA 2006-0032392[R]
- [12] Priebe J. The utilization of high output paraffin actuators in aerospace applications[C]//31<sup>st</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego, 1995-07-10
- [13] Pauken M, Sunada E, Novak K, et al. Development testing of a paraffin-actuated heat switch for mars rover applications, NASA 2002-01-2273[R]
- [14] Hawlader M N A, Uddin M S, Zhu H J. Encapsulated phase change materials for thermal energy storage: experiments and simulation[J]. International Journal of Energy Research, 2002, 26(2): 159-171
- [15] Ye H, Ge X S. Preparation of polyethylene-paraffin compound as a form-stable solid-liquid phase change material[J]. Solar Energy Materials & Solar Cells, 2000, 64(1): 37-44
- [16] Yasushi Yamagishi, Hiromi Takeuchi, Alexander T P, et al. Characters of microencapsulated PCM slurry as a heat transfer fluid[J]. AIChE Journal, 1999, 45(4): 696-707
- [17] Mulligan J C, Colvin D P, Bryant Y G. Microencapsulated phase-change material suspensions for heat transfer in spacecraft thermal systems[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(2): 278-284
- [18] 叶四化, 郭元强, 吕社辉, 等. 微胶囊相变材料及其应用[J]. 高分子材料科学与工程, 2004, 20(5): 6-9  
Ye Sihua, Guo Yuanqiang, Lü Shehui, et al. Progress of microencapsulated phase change materials[J]. Polymer Materials Science & Engineering, 2004, 20(5): 6-9
- [19] Hawlader M N A, Uddin M S, Mya Mya Khin. Microencapsulated PCM thermal-energy storage system[J]. Applied Energy, 2003, 74(1-2): 195-202
- [20] Uddin M S, Zhu H J, Hawlader M N A. Effects of cyclic operation on the characteristics of a micro-encapsulated PCM storage material[J]. International Journal of Solar Energy, 2002, 22(3-4): 105-114
- [21] 张寅平, 胡汉平, 孔祥东, 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
- [22] 尹辉斌, 高学农, 丁静. 基于快速热响应相变材料的电子器件散热技术[J]. 华南理工大学学报, 2007, 35(7): 52-56  
Yin Huibin, Gao Xuenong, Ding Jing. Cooling technology of electronic device based on phase-change material with rapid thermal response[J]. Journal of South China University of Technology, 2007, 35(7): 52-56
- [23] Fok S C, Shen W, Tan F L. Cooling of portable handheld electronic device using phase change materials in finned heat sinks[J]. Int.J.Therm.Sci. 2010, 49(1): 109-117
- [24] Siaphush A S, O'Brien J E. Heat transfer performance of a porous metal foam/phase change material system[C]//9<sup>th</sup> AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. San Francisco, USA, 2006-06-05
- [25] Sung-Tae H, Darrell R H. Open-cell aluminum foams filled with phase change material as compact heat sinks[J]. Scripta Material, 2006, 55(10): 887-890
- [26] Hutter C, Buchi D, Zuber V, et al. Heat transfer in metal foams and designed porous media[J]. Chemical Engineering Science, 2011, 66(17): 3806-3814
- [27] Wirtz R, Fuchs A, Narla V, et al. A multi-functional graphite/epoxy-based thermal energy storage composite for temperature control of sensors and electronics[C]//41<sup>st</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada, 2003-01-06
- [28] Swanson T D, Birur G C. NASA thermal control technologies for robotic spacecraft[J]. Applied Thermal Engineering, 2003, 23(9): 1055-1065
- [29] 郭霖. 相变材料热管性能的试验研究[C]//第十届全国热管会议论文集. 贵阳: 中国工程热物理学会, 2006: 133-136

## Application of phase change materials in spacecraft

Wang Lei<sup>1</sup>, Jian Lujing<sup>2</sup>

(1. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology; 2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering: Beijing 100094, China)

**Abstract:** Phase change materials (PCM) have a high potential heat of fusion, and by the phase change at the relevant temperature, a large amount of energy can be stored or released. The phase change materials enjoy the following two advantages: the stability in the temperature control and the absence of moving parts. With the development of space technology, the power of electronic devices increases rapidly. On a spacecraft, the thermal control subsystems are used to keep electronic devices within specified temperature limits, and the phase change materials offer a possibility to store the thermal energy directly as the potential heat of fusion. This paper presents the classification and characteristics of phase change materials. The applications of phase change materials are discussed mainly in the context of spacecraft. Finally, the problems in the study and application of phase change materials are analyzed, the direction for the future development of phase change materials is pointed out.

**Key words:** spacecraft; thermal control; phase change materials; thermal management

(编辑: 冯妍)

## 本刊公告

### 《航天器环境工程》编委会完成换届, 第七届编委会成员产生

根据工作需要,《航天器环境工程》编委会日前进行了换届。第七届编委会第一次会议于10月11日在湖南长沙召开。此次换届原则上不作大的变动,仍以上届编委为主,并考虑专业代表性、机构覆盖面以及人员年龄因素、学术活跃程度和工作岗位变动等因素,适当调换部分人员。调整后的第七届编委会由24位顾问、1位主任、1位常务副主任、13位副主任编委和47位编委组成。新增顾问、编委会副主任、编委名单如下。

顾问: 于登云(中国航天科技集团公司科技委副主任,中国探月工程副总设计师)。

副主任编委: 龚建村(中国科学院国家空间科学中心副主任兼空间环境研究预报中心主任,研究员);

齐晓军(上海卫星装备研究所副所长,研究员);

周科朝(中南大学副校长,教授)。

编委: 崔平远(北京理工大学宇航学院射空探测研究所所长,973项目首席科学家,教授)

黄海(北京航空航天大学宇航学院副院长,教授);

李春来(中国科学院国家天文台副台长,探月工程应用系统总设计师,研究员);

李莹辉(中国航天员科研训练中心副总师,航天生物医学国家重点实验室主任,研究员);

孟松(中国空间技术研究院钱学森空间技术实验室副总研究师,研究员);

汤秀章(中国原子能科学研究院核技术应用所副所长,研究员);

王晓耕(航天东方红卫星有限公司副总师);

吴宜勇(哈尔滨工业大学材料学院空间环境材料行为及评价技术重点实验室副主任,教授);

杨生胜(兰州空间技术物理研究所真空低温技术重点实验室主任,研究员);

周刚(西北核技术研究所所长,研究员);

周祚万(西南交通大学材料学院副院长,教授)。

在此感谢上一届编委会卓有成效的工作,特别是对一直以来担任过本刊顾问、编委会副主任、编委、主编而因年龄或工作原因不再于编委会任职的各位专家为期刊的成长和发展所付出的辛勤劳动深表谢意!期待在第七届编委会和广大作者、专家、读者的支持下,《航天器环境工程》期刊能够更上一层楼!