

# 航天器热控材料的应用和发展

范含林

(北京空间飞行器总体设计部,北京 100094)

**文 摘** 介绍了航天器热控系统对材料的要求以及应用的情况,并根据航天器总体和热控技术的需求,对热控材料的发展提出初步的建议。

**关键词** 航天器,热控,材料

## Spacecraft Thermal Control Materials

Fan Hanlin

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

**Abstract** There is an introduction to the requirements and applications for thermal control material in this paper. Future material development tendencies faced with spacecraft system and thermal control technologies are put forward.

**Key words** Spacecraft, Thermal control, Material

### 1 引言

航天器热控制技术主要用来保证热控制分系统达到总体所要求的性能和功能,即保证航天器的结构部件、仪器设备在空间环境下处于一个合适的温度范围,使其在各种可能的情况下均能够正常工作<sup>[1]</sup>。

航天器热控制技术种类很多,使用的场合也各不相同,但从总体上看,一般可分成被动热控制技术和主动热控制技术两类。被动热控制技术是一种开环控制,在控制过程中被控对象的温度无反馈作用,一旦状态确定后,基本上没有调节的余地,通常选择具有一定热物理性能的材料,并通过航天器的布局,合理安排与空间环境及内部仪器设备之间的热交换,使航天器各部分处于要求的温度范围内。被动热控制部分除了布局上的合理安排之外,主要通过包括热控涂层、多层隔热组件等各种不同热控材料的使用,最大限度地减少航天器和周围宇宙空间不可调节的热交换,以控制和调节外部恶劣的热环境及其变化对航天器的影响,这样可以减少航天器内部的温度波动,以满足大部分仪器设备的温度范围要求。被动热控制是航天器热控的主要手段之一,而各种热控材料是重要的实现途径,在各类航天器上得到广泛的应用<sup>[2]</sup>。

### 2 热控材料的应用

根据航天器的热控设计,需要采用不同的热控材

料,目前一般使用的材料主要可以分成两大类:隔热或导热材料;表面涂层材料。

#### 2.1 隔热材料

航天器在轨道运行期间,一方面通过其表面或专用的辐射器以辐射的形式向空间散热,另一方面航天器受外部空间热流的影响,而且其影响根据轨道等因素不断变化,因此有必要将其对航天器的影响减少到最低程度。多层隔热材料在真空条件下具有良好的隔热性能,而且其本身的结构质量相对较轻,因此成为航天器最常用的热控手段之一,多层隔热材料在各类航天器上均大量使用。多层隔热材料通常由双面镀铝低发射率反射屏和低热导率间隔物的多个单元组成,这种组件利用反射屏的层层反射,对辐射热流形成很高的热阻,在理论上其当量热导率能达到的 $10^{-5} \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 量级,以取得较好的隔热效果。

在航天器充气密封舱内,常用软质泡沫塑料隔热。在充气的舱内,由于气体存在,使多层隔热材料的热导率增大,此时软质泡沫塑料的热导率与多层隔热材料相当 $[(0.03 \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K}))]$ 。但软质泡沫塑料的密度比多层隔热材料小得多,所以在密封舱内隔热时,常用软质泡沫塑料。

#### 2.2 高导热材料

除了辐射换热外,仪器设备和内部的元器件通过安装面的导热也是一个重要的传热途径,因此通过改

收稿日期:2007-09-30

作者简介:范含林,1961年出生,研究员,主要从事航天器热控制研究

宇航材料工艺 2007年 第6期

— 7 —

变安装接触面的传热状态,可以达到控制其温度的目的。随着航天器电子设备集成度的提高和元器件的进步,其功率越来越大,热流密度越来越高,统计表明,元器件及 PCB 级的热流密度趋势从 1992 年到 2002 年,增长了 10 倍,到 2010 年还将增长 5 倍,如何将电子元器件所产生的热量传递到仪器壳体,并最终传递到外部空间将是需要解决的问题,在这方面,常规方法是采用铜等高热导率的金属材料,但随着热流密度的提高,一些新型高导热材料将会被采用,主要包括:高热导率石墨材料、碳-碳材料、金刚石薄膜等,热导率一般可以达到  $1 \text{ kW}/(\text{m}\cdot\text{K})$  以上。

对于固体之间的热传递,不仅与其本身的热导率有关,而且还与固体之间的接触热阻有关。接触热阻存在于两个固体物体的接触表面,任何两物体之间的接触表面总存在缝隙,在真空环境下,两个接触面之间的传热主要是通过真正接触表面之间的固体导热,以及两表面之间的辐射传热来进行。为了控制和减少接触面之间的接触热阻,一般使用导热填料,通常使用的导热填料有金属箔、导热脂和导热硅橡胶等,可以将接触热导率提高一个数量级以上。

### 2.3 热控涂层

在空间真空环境下,物体的表面温度在很大程度上取决于其表面的太阳吸收比和红外发射率的比值,因而,航天器及仪器设备的不同表面温度可以通过选取不同的热控涂层来进行调节。热控涂层按其组成特点可分为金属基材型涂层、电化学涂层、涂料型涂层、薄膜型涂层、二次表面镜型涂层、织物涂层等。

金属基材型涂层直接在金属基材的表面进行一定的处理就可以形成,如经抛光、喷砂等工艺处理后的表面。电化学涂层一般采用阳极氧化、电解着色和电镀的方式来制备。涂料型涂层是应用最广泛的一种热控涂层,它又可以分为有机涂层、无机涂层和等离子涂层等几类,通常由黏结剂和颜料组成,采用不同的颜料和配比,就可以得到不同热辐射性能的涂层。利用不同的金属在真空蒸发或真空磁控溅射在塑料薄膜表面可以制备成薄膜型涂层。二次表面镜型涂层是一种由两个表面的特性决定其性能的涂层,这两个表面是对可见光透明、而对红外有较强吸收的透明薄膜层,以及对可见光有很强反射的金属底层,通过选用合适的金属底层和一定厚度的薄膜层,就可以得到要求热辐射性能的涂层。织物涂层是纤维编织或再加以化学浸渍后形成的涂层。

在热控涂层的具体应用过程中,需要根据不同的温度要求、部位、底材、工艺实施等因素,如对于航天器的散热面,选用低太阳吸收比、高红外发射率的涂层,提高表面的散热能力,航天器内部一般采用高发射率的热控涂层,以增加辐射换热。

### 2.4 特殊要求的热控材料

航天器和部件的一些特殊要求也反映到热控材料中来。大口径 Ku 频段以上天线反射面的形面变化对其工作性能有较大的影响,采用普通的热控涂层已经不能满足其温度均匀性和稳定度的要求,采用镀铬聚酰亚胺 (Ge/Kapton) 薄膜作为天线太阳屏可以较好解决这一问题,Ge/Kapton 膜是在微波透明的绝缘基底 (如聚酰亚胺) 上气相沉积一层厚度为  $15 \sim 90 \text{ nm}$  的半导体锗而形成的,不仅可以解决热控设计问题,而且由于良好的透波性能,也不会造成较大的微波损耗。初步分析表明,对于地球同步轨道卫星直径将近  $3 \text{ m}$  的抛物面天线反射器,采用太阳屏后,温度均匀性和稳定度都有较大的提高<sup>[3]</sup>。

为了解决航天器在轨运行期间,由于空间带电粒子作用而导致表面的电荷积累,应用于航天器外部的热控材料还需要具备防静电功能。

航天器上的光学系统和一些安装在航天器外部的敏感器,对于航天器其他部位的杂散光有严格的要求,一般通过热控材料加以保证。

### 3 空间环境对热控材料的影响

航天器除了要经历发射阶段的力学环境外,在轨运行期间长期处于空间环境中,其中对热控材料的功能和性能影响较大的有:真空、高低温交变、太阳紫外辐射、粒子辐射、原子氧侵蚀、空间碎片以及由航天器引入的污染等。

热控材料长期工作在真空环境下,会出现放气、质量损失等现象,不仅对热控材料本身的性能产生影响,尤其重要的是挥发出来的物质可能会对于航天器的光学表面产生污染,对整个航天器造成重大的危害。

航天器在运行过程中,其表面的温度在一个轨道周期内会有比较大的变化,极端情况下的温差可以达到  $200^\circ\text{C}$ ,这种冷热交变将直接影响材料的内在强度和结合强度等物理性能,造成材料的龟裂、脱落等。太阳紫外辐射和粒子辐射等影响主要造成热控材料,尤其是热控涂层的性能退化,涂层的太阳吸收比随着影响的时间而增加,如对于航天器主要散热通道的辐射器,必然会降低辐射器的散热能力,引起整个航天器温度水平的升高,降低热控分系统的性能。航天器表面一般均采用了不同的热控材料,空间带电粒子会在航天器热控材料表面产生静电积累,进而诱发静电放电,干扰航天器电子设备的正常工作。

低地球轨道环境 (LEO) 中存在大量具有强氧化性的原子氧 (AO),当航天器在 LEO 中以  $7 \sim 8 \text{ km/s}$  的速度运行时,原子氧撞击航天器表面的能量可达  $4 \sim 5 \text{ eV}$ ,轨道越低原子氧密度越大,对于  $400 \text{ km}$  轨道的航天器来说,根据马歇尔飞行中心提供的推荐值,原子氧密度平均通量密度为  $3.98 \times 10^{21} \text{ O}/\text{cm}^2 \cdot \text{a}$ ,在飞行过程中,原子氧与表面材料会发生复杂的物理、

宇航材料工艺 2007 年 第 6 期

化学反应,导致某些物质尤其是高分子物质的裂解,质量的损失,使材料表面光学性能发生变化,原子氧效应对材料表面光学性能产生了很大的影响,特别在迎风面上产生明显的剥离并造成热物性的显著变化,主要表现在其 的明显增加,结果会导致航天器的温度水平高于设计值,更为严重的是,有些材料的外形都难以完整地保存,被剥离的产物还成为新的污染源,对航天器外部的光学系统造成污染,甚至导致飞行任务的失败。

微流星和人类航天活动产生的空间碎片也会对热控材料的性能产生影响,一些大尺寸的碎片会导致热控材料的脱落和撕裂,而一些微米和毫米级的空间粉尘则会对涂层的性能产生不利的影响,同时,航天器其他材料产生的挥发物,以及发动机工作时产生的羽流,也有可能对表面热控涂层生产新的污染,导致其性能的退化。

空间环境对热控材料的影响是多方面的,可能还有一些影响因素目前还没有认识到,即使目前认识到的影响,由于种种限制条件,大部分也是单独分析和验证,没有对其综合的效果进行深入研究,比如有一些影响因素可能会产生相互抵消的作用。空间环境对热控材料性能影响的研究包括以下几个方面:空间环境及其模型研究;空间环境作用对热控材料的影响机理研究;地面和空间的试验研究。其中空间搭载试验研究是一种非常有效的方式,如美国发射的名为长期暴露装置的航天器(LDEF),在倾角为 $28.5^\circ$ 的近地轨道上运行,专门进行有关空间材料的试验研究,其中的热控表面实验(TCSE)是在LDEF中最复杂的一个实验,设计用来研究空间环境对于热控表面材料的作用,其在轨运行时间为69个月,经航天飞机回收后发现,空间环境对材料的作用程度超过了人们原先的估计。

对于热控材料的选用,在满足性能的基础上,必须要考虑环境的影响,而这些环境因素也和航天器的类型、运行轨道、工作寿命等有着密切的关系,如对于光学遥感卫星,应特别注意控制所用热控材料的总质量损失(TML)和可凝挥发物(CVCM),对于低地球轨道航天器,应注意原子氧环境的影响,采取必要的防护措施,对于长寿命航天器,尤其要关注散热面涂层在长期空间综合环境作用下的性能退化,设计时就要考虑必要的余量。

#### 4 热控材料使用中应考虑的因素

对于热控材料的使用,除了满足相关的热性能要求外,还必须注明以下几个方面:(1)总体的约束条件,如占用的结构质量、体积,防静电要求,载人航天中的卫生学要求,对其他系统的影响等;(2)性能的稳定性,尤其对于长寿命航天器散热面用的涂层;(3)施工工艺,要考虑施工工艺的可行性,如面积、形宇航材料工艺 2007年 第6期

状、底材等;(4)质量和可靠性;(5)材料的成本。

### 5 热控材料的发展

#### 5.1 导热和隔热材料

未来的技术需求和发展,使得诸如用于空间通讯系统的激光二极管、高功率传感芯片、功率电子器件等元器件和芯片的热流密度可达数百甚至数千 $W/cm^2$ ,而其工作性能和可靠性与工作温度直接相关,因此需要性能更好的导热材料。高热导率材料主要有高导热石墨薄膜、C/C复合材料等。石墨薄膜结构质量轻,像纸一样具有柔性,热导率高且在平面的两个方向上热导率相同,可以作为辐射器、扩热板和加热器使用。C/C复合材料保持了石墨材料的固有特性,如质轻、线胀系数低、导热性良好的特点,同时由于在C/C复合材料中引入了碳纤维,因此还具有强度高、抗机械和热冲击性能好、较高的热导率等特性。目前美国和日本研制的高导热材料的热导率可以达到 $1.3 \sim 1.6 kW/(m \cdot K)$ 。一些高导热材料,如泡沫碳等还可以替代传统的铝蜂窝,以减少热管和扩热板的使用,降低系统结构质量。

与此同时,高性能的隔热材料也是航天器热控设计中最为重要的材料之一,不仅要减轻结构质量,而且要提高其性能。文献[4]报告了采用气凝胶的情况,气凝胶主要成分是二氧化硅,抽去水分后,再注入二氧化碳气体,这种热绝缘材料比目前在火星探测器上使用的绝缘材料轻50%,在实验室中测到其热导率在25℃只有 $0.022 W/(m \cdot K)$ 。由于其中99%的物质都是气体,因此其密度较低,最低可以达到 $0.002 g/cm^3$ 。

#### 5.2 智能型热控涂层

智能型热控涂层是指涂层的发射率随温度或其他控制信号变化的特殊热控涂层,研究表明该项技术能够减少加热功率超过90%,结构质量减轻超过75%,其技术适用于所有的航天器,尤其是对于能源和质量有更多限制的微小卫星和纳米卫星。美国在三个不同的技术方向上开展研究工作:电变色、静电和微型百叶窗。电变色是采用在薄膜上加一层聚合物导电层,通过小的电压改变其氧化还原的状态,连续、可逆地改变薄膜材料的光学性质,从而实现对 或红外热发射率的连续调控。静电概念是指内表面含有导电涂层、而外表面是白色涂层的薄膜,通过静电的方式改变辐射表面的性质。微型百叶窗是根据MEMS技术,其功能类似于传统的百叶窗,所不同的是,其尺寸是微米量级,能够使发射率发生变化,变化可以达到0.4或更多,并能够适应空间环境,以上所有技术均取得良好的进展<sup>[5]</sup>。

在文献[6]中研制了两个可变发射率装置,通过收集或去掉表面的离子或电子来改变它对红外波长的反射率,一个装置采用无机材料三氧化钨,另一个

采用有机材料导电聚合物。这类装置与其他具有相似热控功能的技术,如百叶窗技术相比,它具有质量轻、可靠性高、能耗少等优点,因此具有很大的吸引力。文献[7]中使用微电子机械系统(MEMS)技术制造了可变发射率的辐射装置,基体材料采用多晶硅,辐射面镀金,单个装置发射率变化范围是 $0 \sim 0.3$ ,多个辐射装置组成一组,其平均发射率变化范围是 $0.18 \sim 0.31$ 。文献[8]介绍了针对微小卫星而设计的三种可变辐射率装置,采用电镀技术、电泳技术和MEMS技术制造的可变辐射率装置的发射率变化量分别为 $0.35$ 、 $0.3$ 、 $0.5 \sim 0.88$ 。美国于2006年3月22日成功发射了三颗ST-5微小卫星,并组成星座,用于空间地磁观测。经过90 d空间飞行演示验证,取得了成功。除此之外,还开展了可变发射率的热控涂层等技术验证<sup>[9]</sup>。文献[10]根据EOS-AM卫星的热控系统,分别对采用微电子机械系统技术、电镀技术、电泳技术制造的可变发射率辐射器和传统辐射器进行了对比,指出可变发射率辐射器不仅可以节约电能,而且质量轻,是具有发展前景的技术。

### 5.3 新型功能型热控材料

新型功能型热控材料是指除了能够满足热控需求,在其他方面也发挥某种功能的材料,由于航天器外表面大部分是热控材料,如热控涂层、多层隔热材料等,在遭到激光或高能粒子束武器袭击时,能否依靠这些材料防止或减轻对航天器的损坏,如某种程度的镜反射材料,既能满足热控的要求,又能够起到一定的防御作用,这些均是有待研究的问题。

对新型热控材料性能的要求有下列两方面。

#### (1) 抗激光、微波打击性能

利用航天器表面热控材料的光学反射特性,反射打击激光;同时,还可以通过把热控材料做成陶瓷型,使之耐高温;热控材料的高导热性能也可以使激光单点打击或微波的热量迅速扩散,从而具有抗激光打击能力或减小损失。

#### (2) 隐身性能

航天器外表面或辐射器表面主要是热控涂层,热控涂层的热、电、磁、光等性能对在空间攻防中有很大的影响作用。隐身技术在飞机、舰艇、导弹上具有广泛应用,有关的研究也非常多,在航天器热控涂层方面的应用和研究尚未见报道。热控涂层的隐身技术实际上是研究热控涂层的电、磁、光方面的特性,主要集中在以下几个方面:通过调节材料表面的电磁性能实

现材料的吸波性能,实现对雷达的隐身作用;材料的光学性能,实现对红外、可见光或激光的隐身作用,如材料所具有吸收激光、透射或反射另外波段的激光的性能。

## 6 结语

热控材料的性能对于完成航天器热控分系统的任务具有重要的影响,高性能的导热和隔热材料技术、可变发射率技术、新型功能型热控材料,对未来航天器的热控和总体设计非常重要。高性能的导热和隔热材料的研究重点是在减轻结构质量的情况下,提高其导热和隔热性能。在可变发射率技术的未来研究方面,降低智能型热控涂层的厚度、提高其发射率的变化范围、扩展其使用温度范围是智能型热控涂层研究的重点。

## 参考文献

- 1 阎桂荣,郭舜. 航天器热控制. 第二版. 北京:科学出版社, 1998
- 2 何知朱,江经善. 新型热控材料器件及应用. 北京:中国宇航出版社, 1988
- 3 范庆梅等. 大型通信卫星天线敏感性的热分析验证. 见:第七届空间热物理会议文集, 2005
- 4 Binur G C, Stultz J W, Tsuyki G T. Novel lightweight thermal insulation type for martian environment using carbon dioxide gas and aerogel in lightweight thermal enclosures. In: 11<sup>th</sup> Annual spacecraft thermal control technology workshop. The Aerospace Corporation, El Segundo, CA, 2000
- 5 Swanson T D, Binur G C. NASA thermal control technologies for robotic spacecraft. In: Paper for the 12<sup>th</sup> HPC - April 4, 2002
- 6 Chandrasekhar P. Conducting polymer based actively R modulating electrochromics for varied spacecraft application. In: 10<sup>th</sup> annual spacecraft thermal control technology workshop. The Aerospace Corporation, LA, 1999
- 7 Ann Garrison Darrin et al. Variable emissivity through MEMS technology. CP458, Space Technology and Applications Inter Forum - 2000
- 8 Donya M D, Theodore S, Robert O et al. Development of the variable emittance thermal suite for the space technology 5 microsatellite. STAF, 2002
- 9 林来兴. ST-5微小卫星与星座及其空间飞行验证. 航天器工程, 2007; (1): 63
- 10 Lisa M, Theodore D S. Parametric study of variable emissivity radiator surface. STAF, 2000

(编辑 李洪泉)