

# 红外发射率可变材料在航天器热控技术中的应用\*

刘东青,程海峰,郑文伟,张朝阳

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

**摘要:**基于热致变色和电致变色的可变发射率涂层或器件由于其重量轻、体积小、能耗少、调控灵活等优点在航天器热控技术中具有极大的应用前景。红外发射率可变材料是可变发射率涂层或器件的核心,主要有电致变发射率材料和热致变发射率材料两类。分析了红外发射率可变材料在航天器热控中应用的原理,重点介绍了钙钛矿型复合氧化物( $A_{1-x}B_xMO_3$ )、二氧化钒( $VO_2$ )、三氧化钨( $WO_3$ )、导电高分子(CPs)等四类典型红外发射率可变材料应用于航天器热控的研究进展。根据航天器总体和热控技术的发展需求,指出了未来航天器热控用红外发射率可变材料的发展趋势。

**关键词:**航天器;热控制;电致变色;热致变色;红外发射率

**中图分类号:**TB34 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2012)02-0145-05

## Application of variable infrared-emissivity materials to spacecraft thermal control

LIU Dongqing, CHENG Haifeng, ZHENG Wenwei, ZHANG Chaoyang

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The variable emissivity coatings or devices, based on thermochromism and electrochromism, have great application prospects to spacecraft thermal control, because of their lightness, low energy consumption and facility. The variable emissivity materials are the key of these coatings and devices, and mainly have two kinds: electrochromic materials and thermochromic materials. The application principles of variable emissivity materials on spacecraft thermal control were analyzed. The research progress of four kinds of representative variable emissivity materials, which are perovskite oxides ( $A_{1-x}B_xMO_3$ ), vanadium dioxide ( $VO_2$ ), tungsten trioxides ( $WO_3$ ) and conducting polymers (CPs) respectively, are preferentially presented. Based on the total needs of spacecraft thermal control, the development trend of variable emissivity materials is discussed finally.

**Key words:** spacecraft; thermal control; electrochromism; thermochromism; infrared emissivity

航天器热控制对于保证仪器设备及构件在适宜的温度范围内正常工作至关重要。通常环境下航天器外部温度的波动范围为 $-150^{\circ}C \sim 150^{\circ}C$ ,特殊环境下可达 $-100^{\circ}C \sim 400^{\circ}C$ <sup>[1]</sup>,而航天器的仪器设备正常工作的温度范围一般要求为 $-15^{\circ}C \sim 50^{\circ}C$ ,因此,必须采用有效的热控技术。目前的热控技术主要有热控涂层、百叶窗、辐射换热器、热管等,但存在如下缺点:体积和重量大、能耗多、存在复杂的机械移动装置<sup>[2]</sup>。随着航天技术的快速发展,特别是微小卫星和纳米卫星等微型航天器的出现,能够动态适应空间环境变化的新型热控技术越来越受到人们的重视。目前基于热致变色(Thermochromism)和电致变色(Electrochromism)的可变发射率涂层或器件(VEC/VED)引起了人们的极大兴趣,在航天器热控领域的应用潜力很

大<sup>[3-4]</sup>。美国NASA于2006年成功发射三颗ST-5微小卫星并组成星座,这是其“新盛世”计划(NMP)的第5个项目。在ST-5上对两种(MEMS和静电)可变发射率涂层(VECs)技术进行了空间飞行验证<sup>[5]</sup>。2007年,美国NASA和海军学院合作发射一颗MidSTAR-1通用实验卫星,在上面搭载了EclipseVED<sup>TM</sup>全无机固态电致变发射率薄膜器件,并进行了热控实验。

红外发射率可变材料是可变发射率涂层或器件的关键,主要有电致变发射率材料和热致变发射率材料两类。热致类主要有钙钛矿型复合氧化物( $A_{1-x}B_xMO_3$ )<sup>[6]</sup>和二氧化钒( $VO_2$ )<sup>[7]</sup>,电致类主要有导电高分子(CPs)<sup>[4,8]</sup>和三氧化钨( $WO_3$ )<sup>[9]</sup>。将红外发射率可变材料用于航天器热控涉及材料学、化学、传热学、航天学等多学科

\* 收稿日期:2011-03-01

基金项目:国家部委基金资助项目(103030102)

作者简介:刘东青(1986—),男,河南驻马店人,博士研究生,E-mail:nudtdong@yahoo.cn;

程海峰(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:chf.cfc@gmail.com

知识。本文对这两类红外发射率可变材料的研究现状及其在航天器热控中的应用进展进行综述,以期对此领域的研究提供参考和借鉴。

## 1 应用分析与计算

热辐射是航天器与空间环境唯一的换热方式,低地球轨道(LEO)上的航天器受到的空间热流主要为太阳的直接照射、太阳自地球的反照和地球的红外辐射。到达航天器的空间外热流与航天器在轨道上不同时间的位置以及相对于太阳、地球的方位有关。航天器在空间环境中的热状态可以通过改变航天器对空间热流的吸收、内部电子器件产生的热量以及航天器表面向空间的红外辐射来改变。

为研究 VEC 或 VED 在航天器热控中的应用,现作一简单热分析。假设研究对象为一个空间环境中经常遇到的热传导平板,平板的向阳面覆盖有低太阳吸收率涂层,太阳吸收率  $\alpha = 0.1$ ,外表面还覆盖一层低发射率的 ITO 防静电膜,发射率  $\varepsilon_f = 0.1$ 。平板的背阳面为可变发射率涂层或器件,具有可变的发射率  $\varepsilon$ 。忽略地球反照和地球红外辐射,在漫辐射条件下,平板的稳态温度可用下式表示<sup>[10]</sup>:

$$T = \left( \frac{s}{\sigma\pi} \right)^{1/4} \left[ \frac{\alpha + w/s}{\varepsilon_f + \varepsilon} \right]^{1/4} \quad (1)$$

其中,  $s = 1353 \text{ W/m}^2$  为太阳常数;  $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$  为斯蒂芬-波尔兹曼常数,  $w$  为内部产生热量的功率,假设为  $400 \text{ W/m}^2$ ; 假设采用 Eclipse Energy Systems 公司的发射率变化范围为  $0.15 \sim 0.46$  的电致变发射率器件。则由式(1)可计算出:  $\varepsilon = 0.15$  时  $T_{\text{high}} = 330 \text{ K}$ ;  $\varepsilon = 0.46$  时,  $T_{\text{low}} = 270 \text{ K}$ 。一般要求航天器的仪器设备正常工作的温度范围为  $258 \text{ K} \sim 323 \text{ K}$ ,热分析计算表明,采用可变发射率涂层或器件可以有效调节航天器表面或部件的温度,使其处于正常的工作温度范围。

## 2 热致红外发射率可变材料

热致红外发射率可变材料主要的应用形式为可变发射率涂层或智能型热控器件(SRD),属被动热控技术。当空间热环境发生变化时,材料会发生热致相变,从而改变自身的发射率来调控航天器的温度。与电致变发射率材料相比,热致红外发射率可变材料具有智能性,不需附加控制装置,可靠性高。

### 2.1 钙钛矿型复合氧化物

钙钛矿型复合氧化物是一类具有独特物理性

质和化学性质的无机功能材料。分子通式为  $A_{1-x} B_x \text{MO}_3$ , 主要有  $\text{La}_{1-x} \text{Sr}_x \text{MnO}_3$ ,  $\text{La}_{1-x} \text{Ca}_x \text{MnO}_3$ ,  $\text{Sm}_{1-x} \text{Ca}_x \text{MnO}_3$ ,  $\text{Nd}_{1-x} \text{Eu}_x \text{NiO}_3$  等几种。掺杂锶和钙的锰酸镧是一类研究得较多的钙钛矿型红外发射率可变材料,用  $\text{Sr}^{2+}$  或  $\text{Ca}^{2+}$  替代  $\text{LaMnO}_3$  晶体中部分的  $\text{La}^{3+}$ , 则形成具有特殊磁学性能和相变性能的掺杂锰酸镧,控制掺杂量可实现此类材料从金属态到绝缘态的转变(MIT)。温度较低时,呈金属态,发射率低,向外辐射的热量少;随着温度的上升,发射率逐渐变大;当温度升高到相变温度时,发生由金属态向绝缘态的相转变,发射率迅速增大,向外辐射的热量也大幅增加。这样就可以通过改变自身的红外辐射特性来主动控制航天器的温度。

日本对钙钛矿型锰氧化物的研究较为成熟。1999年, NEC 公司研制出  $\text{La}_{1-x} \text{Sr}_x \text{MnO}_3$  型相变热控材料。2002年, NEC 有关研究人员采用 Sol-Gel 法在  $\text{ZrO}_2$  基底上制备出薄膜形式的掺杂锰酸镧,确定组分为  $\text{La}_{0.825} \text{Sr}_{0.175} \text{MnO}_3$ 、最小膜厚为  $1500 \text{ nm}$  的薄膜可作为可变发射率薄膜器件,面密度为  $10.2 \text{ g/m}^2$ ,与传统热控百叶窗的  $5000 \text{ g/m}^2$  相比,在重量上有很大优势;发射率变化在  $0.4$  左右<sup>[3]</sup>。Tachikawa 等对制备出的  $\text{La}_{0.825} \text{Sr}_{0.175} \text{MnO}_3$  和  $\text{La}_{0.7} \text{Ca}_{0.3} \text{MnO}_3$  两种热控涂层进行了空间环境辐照实验,两种样品的太阳吸收率分别为  $0.89$  和  $0.86$ ,样品具有较好的空间稳定性<sup>[11]</sup>。2003年, NTS 公司研制的  $\text{La}_{1-x} \text{Sr}_x \text{MnO}_3$  和  $\text{La}_{1-x} \text{Ca}_x \text{MnO}_3$  两种智能热辐射涂层被涂覆于 ISAS 的 MUSES-C 空间飞行器 X 波段发射机的热辐射表面进行了空间飞行试验。国内,南京理工大学李强等<sup>[12]</sup>开展了掺杂锰酸镧类材料的系统研究,利用固相反应法制备了一系列  $\text{La}_{0.75} \text{Ca}_{0.25-x} \text{Sr}_x \text{MnO}_3$  和  $\text{La}_{0.7} \text{Ca}_{0.3-x} \text{Sr}_x \text{MnO}_3$  单钙钛矿样品,分析了 Sr 的不同掺杂比例对样品结构的影响,样品发射率变化在  $0.25$  左右,太阳吸收率较高。

目前制备出的掺杂锰酸盐类材料普遍具有较高的太阳吸收率,对短波太阳辐射能量有超过  $0.8$  的吸收率,严重制约着其在实际热控中的应用。可考虑通过样品表面的精加工和多层膜式设计来降低吸收率。为实现空间应用,掺杂锰酸盐类相变热控材料还需在降低太阳吸收率、调整相变温度、提高相变幅度、开发新掺杂元素等方面继续加强研究。

### 2.2 二氧化钒

二氧化钒( $\text{VO}_2$ )是一种热致相变氧化物,在

$T_c = 341\text{K}$  时发生由低温绝缘体态向高温金属态快速可逆的一级位移型相变。Liu 等<sup>[7]</sup>通过无机溶胶-凝胶工艺和热处理工艺制备出的  $\text{VO}_2$  薄膜具有优异的热致变发射率特性,相变前后发射率突变量可达 0.6,相变温度可在室温与  $70^\circ\text{C}$  间连续可调。

由于  $\text{VO}_2$  的发射率变化趋势不符合航天器热控需求,所以必须通过合理的设计来充分利用其 MIT 特性。加拿大 MPB 通信公司在加拿大航天局(CSA)和欧洲航天局(ESA)的资助下开展了基于  $\text{VO}_2$  的航天器用智能型热控器件的研究,通过采用具有纳米结构的金属 Al 基底和将具有一定尺寸和形状的热致相变颗粒分散于  $\text{SiO}_2$  介质中<sup>[13]</sup>,制备出了低温低发射率、高温高发射率、 $30^\circ\text{C} \sim 90^\circ\text{C}$  范围内  $\Delta\varepsilon = 0.45$  的热致变发射率涂层。MPB 公司还开发出  $\text{VO}_2/\text{SiO}_2/\text{VO}_2$  多层膜结构式智能型热控器件<sup>[14]</sup>,目前发射率最大变化范围为  $0.38 \sim 0.74$ ,太阳吸收率为 0.32,4000 次的真空热循环和 17 次热震测试(液氮温度和  $165^\circ\text{C}$  间)表明器件具有较好的性能稳定性。MPB 公司目前正筹划一次空间飞行试验来验证涂层和器件的在轨性能。图 1 为  $\text{VO}_2$  基和  $\text{LaSrMnO}_3$  基两种热控器件发射率变化曲线的比较,可看出两者高温热控性能相当,低温时  $\text{VO}_2$  基器件由于相变温度高而表现出较好热控性能。

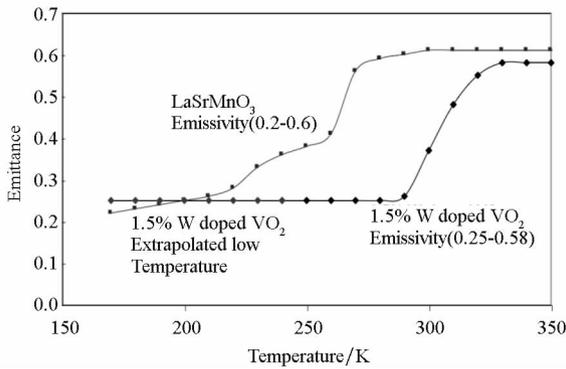


图 1  $\text{VO}_2$  基和  $\text{LaSrMnO}_3$  基智能热控器件的发射率变化曲线

Fig.1 Emissivity profiles of the  $\text{VO}_2$  and  $\text{LaSrMnO}_3$  based SRDs

### 3 电致红外发射率可变材料

电致红外发射率可变材料一般用作电致变发射率器件的活性层,分无机和有机两类。目前无机类主要为  $\text{WO}_3$ ,有机类主要为导电高分子(CPs),包括聚苯胺(PAn)、聚噻吩(PTh)及其衍生物等。电致变发射率热控器件属主动热控技术,具有控制灵活,发射率调节范围大的优点。

#### 3.1 三氧化钨

将  $\text{WO}_3$  作为活性层组装电致变发射率器件是  $\text{WO}_3$  用于航天器热控技术的主要形式。电致变发射率器件为多层薄膜结构,常用磁控溅射法组装。表 1 总结了目前报道的  $\text{WO}_3$  电致变发射率器件的具体结构及红外发射率的调节效果。美国 Nebraska-Lincoln 大学的 Hale、Franke 和 Trimble 研究组<sup>[15]</sup>针对低轨道原子氧(AO)和紫外线(UV)对可变发射率器件的影响,研究在器件表面镀膜一层 ZnSe 红外透明保护层。

表 1 基于  $\text{WO}_3$  的电致变发射率器件结构及发射率调节效果

Tab.1 The structure and emissivity modulation of IR electrochromic devices

No.	Structure of EC-VED	Emissivity Modulation
1	Au/NiO/Ta <sub>2</sub> O <sub>5</sub> /c-WO <sub>3</sub> /Metal grid, (Design)	0.057 - 0.595 (2μm ~ 13.8μm)
2	Glass/ITO/NiO/(AMPS/DMA)/c-WO <sub>3</sub> /Si wafer	0.60 - 0.68 (1μm ~ 30μm)
3	Glass/Al layer/a-WO <sub>3</sub> /a-Ta <sub>2</sub> O <sub>5</sub> /c-WO <sub>3</sub> /Al grid	0.40 - 0.59 (2μm ~ 40μm)
4	Glass/ITO/c-WO <sub>3</sub>	0.261 - 0.589 (1.5μm ~ 20μm)
5	ITO Glass/NiV <sub>x</sub> O <sub>y</sub> H <sub>z</sub> /ZrO <sub>2</sub> /a-WO <sub>3</sub> /Al grid	0.33 - 0.59 (2μm ~ 50μm)
6	Au/RFS-WO <sub>3</sub>	0.08 - 0.86 (3μm ~ 5μm)
7	EclipseVED™: Kapton/RE/EC/EL/IS/TE	$\Delta\varepsilon = 0.8$ (7μm ~ 12μm) <sup>[2]</sup>

美国 Eclipse Energy Systems 公司一直致力于  $\text{WO}_3$  基电致变发射率器件的研发<sup>[2,16]</sup>。公司的 EclipseVED™ 产品具有优异的电致变发射率特性:能耗  $0.1\text{mW}/\text{cm}^2$ ,重量  $5\text{g}/\text{m}^2$ , $8\mu\text{m}$  处最大发射率变化 0.9,并在 MidSTAR-1 上进行了空间飞行验证。EclipseVED™ 是一个基于  $\text{Li}^+$  的全无机固态电致变发射率系统,具有良好的空间稳定性。图 2 所示为集成有 EclipseVED™ 器件的 MidSTAR-1 热控模块实验结果,其中金色的为低发射率参考样品,黑色的为高发射率参考样品<sup>[17]</sup>。由图可知,EclipseVED™ 器件可以通过电致变发射率效应控制卫星部件的散热速率,着色态时散热速率与高发射率标准样接近,退色态时与低发射率标准样接近,器件已融入卫星的热控系统。

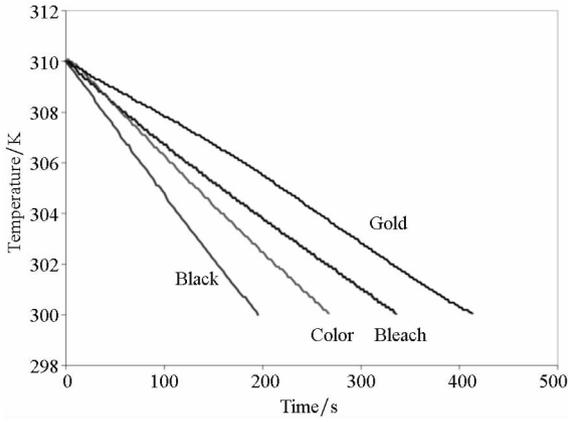
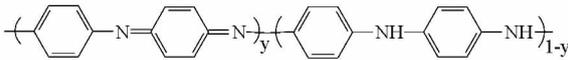


图 2 EclipseVED™ 器件着退色态时的 MidSTAR - 1 热控实验结果

Fig. 2 Results of the MidSTAR - 1 experiment measuring the heat dissipation rates

### 3.2 导电高分子

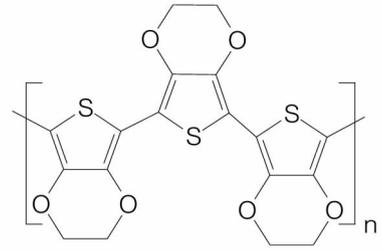
众多导电聚合物中,聚苯胺具有原料易得、合成方法简单、电导率高、环境稳定性好和电致变发射率性能好等优点,经过相应的改性手段,可以获得良好的可加工性能。聚苯胺分子链结构为:



其中 y 代表聚苯胺的氧化程度,不同的氧化还原程度具有不同的结构和红外发射率。

美国 Ashwin-Ushas 公司的 Chandrasekhar 等<sup>[4]</sup>在聚苯胺电致变发射率器件领域进行了许多前瞻性的工作,开发出了用于航天器热控的 VED 产品。其主要性能参数为:2.5 ~ 20μm 波段红外发射率变化 ≥ 0.55 (特定波段 ≥ 0.75),太阳吸收率可调范围为 0.1 ~ 0.5,厚度 < 0.1mm,柔性,轻质(0.06g/cm<sup>2</sup>),低功耗(< 40μW/cm<sup>2</sup>),响应时间 < 1s,循环次数 > 10<sup>4</sup>,最大面积 1m<sup>2</sup>,可制成任意形状。他们在 NASA 及其他航天实验室测试了 VED 器件的耐空间环境性能,包括耐热真空,耐原子氧,耐紫外线,耐微流星体等性能,结果表明器件具有较好的空间持久能力,目前正筹划一次空间飞行验证。

聚噻吩类电致变发射率材料是指以噻吩基为主要变发射率基团的材料。目前主要对聚噻吩衍生物特别是聚 3,4 - 乙撑二氧噻吩 (PEDOT) 等进行研究,PEDOT 的分子链结构如下:



在外电压作用下,PEDOT 经过掺杂阴离子与电子的注入和抽出发生共轭结构的可逆变化,表现出红外发射率的可逆变化。

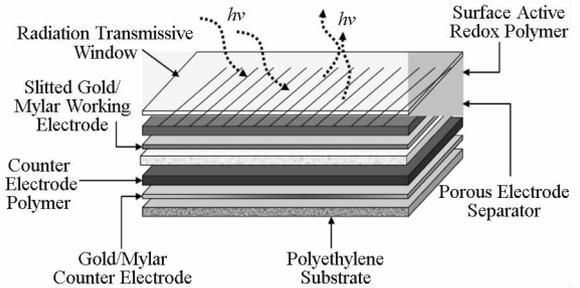


图 4 基于双聚合物的红外电致变发射率器件结构

Fig. 4 Side-view schematic diagram of a dual polymer IR ECD

美国 Florida 大学的 Reynolds 等<sup>[8]</sup>和 California 大学的 Yablonoitch、Dunn 等<sup>[18]</sup>在美国军方资助下,针对红外自适应伪装的需求开展了基于 PEDOT 及其衍生物的电致变发射率器件研究。Reynolds 等设计的器件结构如图 4 所示,分别采用 PProDOT-Me<sub>2</sub> 和 PBEDOT-NMeCz 作为表面活性聚合物和对电极聚合物,整个器件通过 LiClO<sub>4</sub> 的乙腈/丙烯酸酯溶液溶胀的高粘度 PMMA 封装起来。结果表明,1.3 ~ 2.2μm 反射率变化可达 80%,3.5 ~ 5.0μm 反射率变化可达 50%。

### 4 结 语

红外发射率可变材料是一类新兴的重要功能材料,在航天器热控以及军事伪装等领域有着极大的应用潜力和价值。目前制备出的各类 VEC 和 VED 正逐步从实验室走向实际应用,空间飞行验证都在积极进行或筹划中。Metts 等<sup>[19]</sup>提出将可变发射率器件用于航天服上以满足空间热环境变化时的热控需求,“变色龙”式的航天服将促进人类踏上火星等其他星球,红外发射率可变材料在此领域应用前景广阔。我们认为,以后的研究中应加强新材料的设计和开发,更多关注材料红外波段的辐射特性;同时加强地面空间环境模拟实验和空间飞行试验研究,加强与航天器总体部门的协调,优化设计可变发射率涂层或器件,力争早日在航天器以及航天服上得到应用。

## 参考文献 (References)

- [1] Demiryont H, Shannon K, Ponnappan R. Electrochromic devices for satellite thermal control [C]// Proc of Space Technology and Applications International Forum-STAIF, 2006: 64 - 73.
- [2] Demiryont H, Moorehead D. Electrochromic emissivity modulator for spacecraft thermal management[J]. Sol. Energy Mater. Sol. Cells, 2009, 93: 2075 - 2078.
- [3] Shimakawa Y, Yoshitake T, Kubo Y, et al. A variable-emittance radiator based on a metal-insulator transition of (La, Sr) MnO<sub>3</sub> thin films [J]. Appl. Phys. Lett., 2002, 80: 4864.
- [4] Chandrasekhar P, Zay B J, Birur G C, et al. Large, switchable electrochromism in the visible through far-infrared in conducting polymer devices[J]. Adv. Funct. Mater., 2002, 12(2): 95 - 103.
- [5] 林来兴. ST-5 微小卫星与星座及其空间飞行验证——为未来微小卫星的空间应用展现广阔前景[J]. 航天器工程, 2007, 16(1): 63 - 68.  
LIN Laixing. ST-5 micro-satellites, constellation and space flight demonstration [J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(1): 63 - 68. (in Chinese)
- [6] Wu C H, Qiu J W, Wang J B, et al. Thermochromic property of La<sub>0.8</sub> Sr<sub>0.2</sub> MnO<sub>3</sub> thin-film material sputtered on quartz glass[J]. J. Alloy. Compd., 2010, 506: L22 - L24.
- [7] Liu D Q, Zheng W W, Cheng H F, et al. Thermochromic VO<sub>2</sub> thin film prepared by post annealing treatment of V<sub>2</sub>O<sub>5</sub> thin film[J]. Adv. Mater. Res., 2009, 79 - 82: 747 - 750.
- [8] Schwendeman I, Hwang J, Welsh D M, et al. Combined visible and infrared electrochromism using dual polymer devices[J]. Adv. Mater., 2001, 13(9): 634 - 637.
- [9] Sauvet K, Sauques L, Rougier A. IR electrochromic WO<sub>3</sub> thin films: from optimization to devices [J]. Sol. Energy Mater. Sol. Cells, 2009, 93: 2045 - 2049.
- [10] Kislov N, Groger H, Ponnappan R. All-solid-state electrochromic variable emittance coatings for thermal management in space [C]// Proc of Space Technology and Applications International Forum-STAIF, 2003: 172 - 179.
- [11] 王洁冰, 许旻, 邱家稳. 钙钛矿型锰氧化物在热控薄膜材料方面的应用[J]. 真空科学与技术学报, 2006, 26: 154 - 157.  
WANG Jiebing, XU Min, QIU Jiawen. Applications of perovskite-structured manganese oxide in thermal control films[J]. Chinese journal of vacuum science and technology, 2006, 26: 154 - 157. (in Chinese)
- [12] 李强, 匡柳, 宣益民. 热致变色可变发射率材料的制备与辐射特性研究[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(6): 1005 - 1008.  
LI Qiang, KUANG Liu, XUAN Yimin. Prepared method and radiative properties of a thermochromic variable emittance material[J]. Journal of engineering thermophysics, 2009, 30(6): 1005 - 1008. (in Chinese)
- [13] Kruzelecky R, Haddad E, Wong B, et al. Variable emittance thermochromic material and satellite system [P]. US7761053, 2010.
- [14] BenKahoul M, Haddad E, Kruzelecky R, et al. Multilayer tuneable emittance coatings, with higher emittance for improved smart thermal control in space applications [C]// Proc of 40th International Conference on Environmental Systems, AIAA, 2010.
- [15] Franke E, Neumann H, Schubert M, et al. Low-orbit-environment protective coating for all-solid-state electrochromic surface heat radiation control devices[J]. Surf. Coat. Tech., 2002, 151 - 152: 285 - 288.
- [16] Demiryont H. Electrochromic infrared tunable filter and emissivity modulator [P], US7265890, 2007.
- [17] Shannon III K C, Demiryont H, Groger H, et al. Thermal management integration using plug-and-play variable emissivity devices [C]// Proc of Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA, 2008.
- [18] Yablonoitch E. Electrochromic adaptive infrared camouflage [R]. Interim Progress Report, U. S. Army Research Office, 2005.
- [19] Metts J G, Nabity J A, Klaus D M. Theoretical performance analysis of electrochromic radiators for space suit thermal control [J]. J. Adv. Space Res., 2011, 47(7): 1256 - 1264.